

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Факультет _____ електроніки _____
(повна назва)

Кафедра _____ мікроелектроніки _____
(повна назва)

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ О. В. Борисов _____
(підпис) (ініціали, прізвище)

“ ____ ” _____ 2019 р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

з напрямку підготовки _____ 6.050801 «Мікро- та наноелектроніка» _____
(код і назва)

на тему _____ Кремнієві фотоелектронні перетворювачі для безпілотних літальних апаратів _____.

Виконала: студентка 4 курсу, групи ДП-51

_____ Заяц Неля Володимирівна _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Керівник роботи _____ д.т.н., проф. Якименко Юрій Іванович _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Консультанти:

з технологічних питань _____ доц., к.т.н. Іващук А. В. _____
(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

з нормоконтролю _____ доц., к.т.н. Орлов А. Т. _____
(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

з інформаційних технологій _____ ст. викл., к.т.н. Діденко Ю. В. _____
(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент _____ доц. каф. ЕПП, к. т. н., доц., Терлецький О. В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій дипломній роботі немає запозичень з
праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2019 року

РЕФЕРАТ

Дипломна робота виконана на 63 сторінках, вони містять 4 розділи, 54 ілюстрацій, 4 таблиці та 12 джерел в переліку посилань.

Предмет дослідження – сонячні батареї для безпілотного літального апарату.

Метою роботи є визначення основних проблем реалізації тривалих польотів (4-6 год. та вище) літальних апаратів на сонячній енергії для висот до 10000м в кліматичних умовах України. Визначення міцності й жорсткості, максимального згину та найвигіднішого покриття літака для отримання більшої кількості енергії саме для промислових сонячних панелей. Дослідження основних характеристик розроблених для безпілотника сонячних батарей.

Галузь застосування. Основними галуззями застосування є розвідка, військова галузь, моніторинг погоди. Такі транспортні засоби широко використовуються військовими та недержавними суб'єктами перш за все для спостереження та розвідки, в той час як звичайні збройні літаки є важкими та витратними з точки зору споживання палива, крім того безпілотні літальні апарати дозволяють зменшити людські втрати під час виконання бойового завдання.

У першому розділі представлено загальний огляд БпЛА та огляд досягнень в даній області. У розділі 2 розглянуто системи живлення літака, характеристики польоту, які впливають на характеристики фотоелектричних перетворювачів та безпосередньо на літальний апарат. В розділі 3 розглянуто види сонячних батарей, описано конструкцію та основні параметри сонячних батарей, розглянуто види фотоелектричних перетворювачів, їх принцип роботи, конструкцію та основні параметри, проведено аналіз технології виготовлення фотоелектричних перетворювачів. Розділ 4 присвячено розрахункам характеристик літака, моделі крила, варіантів покриття корпусу, проведено аналіз впливу дефектів на сонячні батареї та на їх роботу, підведено результати пройденого стажування.

Робота виконана згідно вимог нормативних документів НТУУ «КПІ імені Ігоря Сікорського» та чинних державних стандартів.

ABSTRACT

Thesis is executed on 63 pages, it contains 7 sections, 54 illustrations, 4 tables and 12 sources in the list of references.

The subject of research is solar panels for an unmanned aerial vehicle.

The purpose of the work is to identify the main problems in implementing long flying (4-6 hours and more) aircraft in solar energy for altitudes up to 10,000 meters in the climatic conditions of Ukraine. Determination of strength and rigidity, maximum bending and the most favorable coverage of the aircraft to obtain more energy for industrial solar panels.

The main fields of application are intelligence, military, weather monitoring. Such vehicles are widely used by military and non-state actors, primarily for surveillance and intelligence, while conventional armed aircraft are heavy and fuel-consuming, besides unmanned aerial vehicles can reduce human losses when performing combat missions.

The first section provides an overview of the unmanned aerial vehicles and a review of achievements in this area. Section 2 discusses aircraft power systems, flight characteristics that affect the characteristics of photovoltaic converters. Section 3 deals with the types of solar cells, the construction and basic parameters of solar panels are described, the kinds of photovoltaic converters, their principle of work, structure and basic parameters are considered, the analysis of technology of manufacturing of photoelectric converters is carried out. Section 4 is devoted to the calculations of the characteristics of the aircraft, the model of the wing, the options cover the case, conducted analysis of the influence of defects on solar panels and their work, the results of the internship.

The work is executed in accordance with the requirements of normative documents of NTUU "KPI named after Igor Sikorsky" and current state standards.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
1 СОНЯЧНА ЕНЕРГЕТИКА В ЛІТАКОБУДУВАННІ	9
1.1 Літаки на сонячній енергії.....	10
1.2 Безпілотні ЛА.....	12
1.3 Новий рекордсмен	13
1.4 Тенденції розвитку літаків на сонячній енергії в Україні	15
Висновок до розділу 1	16
2 СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА ТА ЇХ ВПЛИВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЬОТУ	17
2.1 Розрахунок основних характеристик польоту	18
2.2 Системи додаткового живлення та їх порівняння	19
2.3 Роль інсоляції	20
2.4 Тривалість польоту	23
2.5 Висота польоту	23
2.6 Аеродинаміка	24
2.7 Пориви вітру	25
2.8 Міцність та жорсткість	27
Висновки до розділу 2	27
3 СОНЯЧНІ БАТАРЕЇ	28
3.1 Принцип дії фотоелектричного перетворювача	28
3.2 Загальна конструкція та основні параметри ФЕП	30
3.3 Технологія виготовлення ФЕП	36
3.3.1 Вибір матеріалу	36
3.3.2 Вирізання пластин та хімічна обробка	37
3.3.3 Текстурування	38
3.3.4 Формування р-n переходу	38
3.3.5 Плазмохімічне травлення	39
3.3.6 Антивідбиваюче покриття	40
3.3.7 Контактна металізація сонячного фотоперетворювача	40

3.4. Види сонячних батарей	41
3.5. Основні параметри сонячної батареї	42
3.6 Сонячні батареї та особливості їх виробництва для БПЛА	44
Висновки до розділу 3	47
4 РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ ДЛЯ БПЛА.....	48
4.1 Моделювання профіля крила БПЛА	48
4.2 Розміщення панелей на корпусі літака	54
4.3 Вплив деформації на ФЕП	56
4.3.1 Деформація в напівпровідниках	56
4.3.2 Вплив деформації на час життя носіїв	57
4.3.3 Дослідження впливу деформації на ВАХ ФЕП	60
4.4 Покриття фюзеляжу сонячними елементами та набування досвіду за кордоном	63
Висновки до розділу 4	64
ВИСНОВКИ З ВИКОНАНОЇ РОБОТИ	65
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	66
ДОДАТКИ	
Додаток 1. Тактико-технічні характеристики деяких БПЛА	68
Додаток 2. Лістинг програми в Matlab для побудови зображення профіля крила	69
Додаток 3. Лістинг програми в Matlab для знаходження розподілу кривизни по профілю крила	70

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

- ККД – коефіцієнт корисної дії;
- ФЕП – фотоелектричний перетворювач;
- ЛА – літальний апарат;
- БпЛА – безпілотний літальний апарат;
- ЕРС – електрорушійна сила;
- ВАХ – вольт-амперна характеристика;
- СЕ – сонячний елемент;
- ДВЗ – двигун внутрішнього згорання;
- ДПС – двигун постійного струму;
- АКБ – акумуляторна батарея;
- КДПС - колекторний двигун постійного струму;
- БДПС – безконтактний двигун постійного струму .

ВСТУП

Людству завжди була потрібна енергія, при чому потреба в ній збільшується з кожним роком, так як запаси традиційного природного палива, таких як нафта, вугілля, газ, стрімко закінчуються. Тому останнім часом все більше уваги приділяється відновлюваним (альтернативним) джерелам енергії. Серед усіх альтернативних джерел сонячна радіація по масштабам ресурсів, ємності, екологічній чистоті, розповсюдженості та економічності є найбільш перспективною.

В зв'язку з підвищенням коефіцієнта корисної дії фотоелектричних перетворювачів з кінця 20 століття, їх почали також використовувати в авіації. Більша частина поверхні літаків на сонячному випромінюванні вкрита панелями, які перетворюють енергію сонця в електричний струм. На сьогодні тривалість польоту та інші характеристики, такі як висота, аеродинаміка та площа літальних апаратів значно обмежені запасом енергії. Перехід на живлення від сонця дозволить покращити основні показники польоту, відкриє нові перспективи у здійсненні тривалих польотів, від місяця і до декількох років.

В даний час за цією тематикою ведуться роботи в ряді провідних авіабудівних компаній та авіаційних інститутах, таких як: Boeing з проектом Vulture, IAI з літаком Sun Sailor, Туринський університет з проектом Heliplat та інші. Що стосується БПЛА, оперативно-тактичні розвідувальні літаки довели, що у складних умовах сучасних воєнних конфліктів вони більш результативно, ніж пілотовані літаки, вирішують завдання розвідки [5].

Із літаків на сонячній енергії можна отримати велику вигоду. Наприклад, збільшення тривалості перебування в повітрі за рахунок необмеженості потоку сонячного світла над рівнем хмар (за виключенням нічного часу), відсутність потреби в пілотах, економічність та невибагливість до експлуатації літака. Проте на сьогодні тривалість польоту та інші характеристики, такі як висота, аеродинаміка та площа літальних апаратів значно обмежені запасом енергії, отриманої від перетворення сонячного випромінювання. Тому, як найвигідніше

покриття корпусу та покращення характеристик сонячних батарей є важливим завданням при конструюванні літака.

Важливим є те, що дослідження за напрямком фотоелектричних перетворювачів, батарей та авіації в цілому розвиваються, що також збільшує актуальність використання таких літаків. На основі цього, можна припустити, що розглянуті літаки будуть застосовуватись як безпілотники для розвідки, ретрансляції зв'язку, моніторингу погоди та в інших цілях.

1 СОНЯЧНА ЕНЕРГЕТИКА В ЛІТАКОБУДУВАННІ

Перехід на живлення від сонця дозволить покращити основні показники польоту, а в основному – тривалість. Перші зразки таких літаків були малими, важкими, піднімалися максимум на 6000 м і пролітали невелику відстань, як от Solar Challenger Американської фірми AeroVironment, а ось Helios від NASA літав на висоті 30 км, а безпілотник Вольфганга Шапера тримається в повітрі вже 17 років. Сьогодні над літальними апаратами на сонячній енергії ведуться роботи в численних провідних авіабудівних компаніях, інститутах, приватних фірмах в усьому світі, включаючи і в Україні [1], яка є однією з небагатьох країн світу, що володіють повним циклом створення авіаційної техніки, і займає провідне місце на світовому ринку в авіаційному секторі. Деякі з таких ЛА представлені на рис.1. До провідних компаній та їх продуктів відносяться Boeing з їх найуспішнішим проектом «Solar Eagle», Solar Impulse з проектом «Solar Impulse 2», Facebook з їх розвідувальним апаратом «Aquila», QinetiQ з проектом «Zephyr», Titan Aerospace та їх «Solara 50», Корейський аерокосмічний університет (KAU) і Корейський інститут науки і технологій (KIST), НТУУ «КПІ імені Ігоря Сікорського» та інші [1].

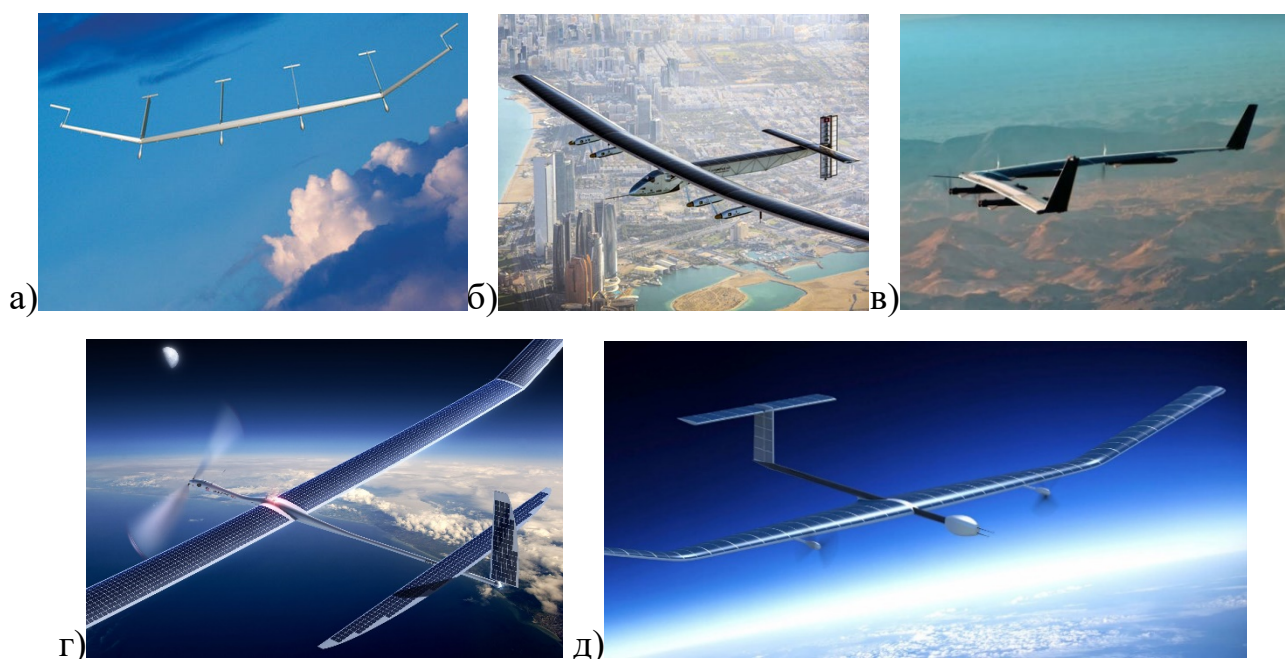


Рисунок 1. Деякі проекти провідних авіабудівних компаній: а) Boeing – «Solar Eagle»; б) Solar Impulse – «Solar Impulse 2(НВ-SIB)»; в) Facebook – «Aquila»; г) Titan Aerospace – «Solara 50»; д) QinetiQ – «Zephyr» [4].

Зараз не менше 11 українських підприємств розробляють літаки такого типу. Дев'ять з них працюють над дронами військового призначення. Деякі приклади БПЛА з їх основними характеристиками наведені в додатках 1.

1.1 Літаки на сонячній енергії

Одним з перших літаків на сонячній енергії був *Solar Challenger*, побудований американським авіаційним інженером Полом МакКрідом, який перелетів через протоку Ла-Манш у 1981 році. Довжина крил літака досягала 15 метрів і були повністю покриті сонячними панелями. Фотоелементи приводили в дію електромотори, які і обертали гвинт літака.

Сонячний літак «*Зефір*» (*Zephyr Solar Plane*) рис.1.1 живиться сонячною енергією і він побив новий рекорд, пролетівши 336 годин без зупинки, а максимальна висота польоту сягає 18 кілометрів.



Рисунок 1.1.1 Сонячний літак «*Зефір*» [4]

Літак під назвою *Hy-bird* (рис.1.1.2) - це легкий літак на сонячних батареях, зроблений з вуглецевого волокна. Основним джерелом енергії стали літієво-полімерні батареї і фотоелементи, які даватимуть біля 10% його потужності.



Рисунок 1.1.2 Сонячний літак «*Sun-bird*» [4]

Спроектований інженером Еріком Реймондом «Мисливець за сонцем» (саме так перекладається назва цього літального апарату) має надлегку вагу і фотоперетворювачі, закріплені на невеликій площі крил.

Сонячний Челленджер (рис.1.1.3) – керований людиною літак на сонячних батареях. Він важить близько 93 кілограмів і володіє світовим рекордом по дальності, висоті і тривалості польоту. Він знаходився у небі протягом 5 годин і 23 хвилин, подолавши за цей час шлях в 262 кілометри.



Рисунок 1.1.3 Літак «Сонячний Челленджер» [4]

1.2 Безпілотні ЛА

Першим в світі БПЛА з сонячною енергоустановкою став *Sunrise I*, який піднявся в небо 1974 року. На крилах Sunrise I встановили 1000 сонячних елементів загальної потужністю 450 Вт. Розмах крил у Sunrise 9,75 м, вага - 12 кг. Через рік в повітря піднялася поліпшена версія - Sunrise II, яка була обладнана 4480 сонячними елементами потужністю 600 Вт і важила всього 1,8 кг. З більшою тягою і меншою масою скоропідйомність зросла до 90 м / хв, або 6,1 км / год, а максимальна висота 23 000 м.

Через декілька років американська фірма AeroVironment за підтримки корпорації Dupont зробила спробу створення Solar Challenger, вага якого досягала 90 кг, а його крила, розмахом 14,3 м, були покриті 16 128 сонячними елементами загальною потужністю 2600 Вт. Максимальна висота становила 3700м.



Рисунок 1.2.1 Перший БПЛА на сонячній енергії «Solar Challenger» [4]

Успіх Solar Challenger прискорив інтерес до використання сонячної енергії в авіації. AeroVironment розпочала роботу над проектом «висотних сонячного безпілотного літака» (High Altitude Solar, HALSOL), який вперше піднявся в небо в червні 1983 року. HALSOL представляв собою просте, дуже легке і міцне крило з розмахом 30 м, виготовлене з вуглепластика, кевлара, полістиролу і обтягнуте плівкою з майлара.

11 вересня 1995 року сонячний літак Pathfinder досяг висоти 15 400 м, встановивши таким чином новий рекорд для літаків на сонячній енергії. А через 3 роки цей літак після покращень конструкції досяг висоти 24 445 м.

БПЛА наступного покоління - *Centurion* - легкий безпілотний літак типу «літаюче крило» з сонячними елементами. Він став хорошим прикладом того, як можна використовувати сонячну енергію для тривалих польотів на великих висотах. Розмах крил *Centurion* сягав 63 м. *Helios*, наслідник *Centurion* – найамбітніший проект NASA (Рис.1.2.2) в області розробки сонячних БПЛА. З розмахом крила 75 м (більше, ніж у Boeing 747!), 62 120 сонячними елементами і висотою польоту в 30 000 м, він став вершиною 25 років роботи. Він використовувався в програмі «Літак для досліджень навколишнього середовища», хоча насправді *Helios* – не зовсім сонячний літак, а гібрид: вдень використовується сонячна енергія, а вночі - паливні елементи.



Рисунок 1.2.2 БПЛА «Helios» від NASA [4]

1.3 Новий рекордсмен

Два роки назад літак на сонячних батареях Solar Impulse-2 приземлився в Абу-Дабі, після здійснення першої навколосвітньої подорожі на сонячній енергії. За 17 перельотів літак подолав більше 42 тисяч кілометрів. Найдовший переліт тривав майже 118 годин та майже 9 000 км без зупинки. В результаті цього було встановлено 19 рекордів.

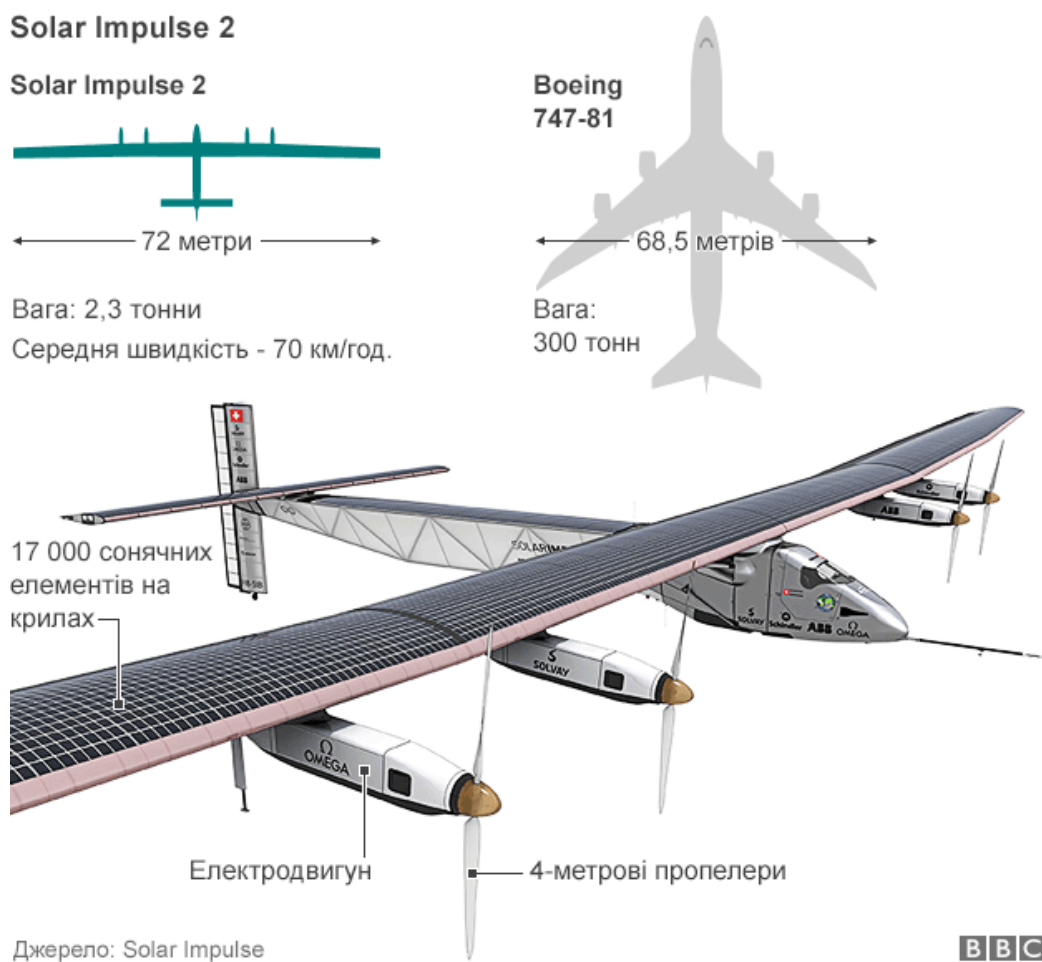


Рисунок 1.3.1 Літак «Solar Impulse»

Розмах крил літака більший, ніж в боїнга 747, але вага як для такого розміру на диво низька, лише 2 тонни, що можна порівняти зі звичайним автомобілем. Крила і фюзеляж були покриті надтонкими фотоелектричними перетворювачами. Загалом їх налічувалось 17 248. Також до склау системи входили 4 літієві батареї, які дозволяли літаку працювати вночі. Команда розробників вирішили, що навігідніше буде зрбити політ таким чином: спочатку літак підіймали на висоту 30 кілометрів, а тоді він поступово опускався до висоти 1,5 кілометра, заощаджуючи при цьому витрачувану енергію. Але часто погодні умови запобігали успішному запуску та польоту літака.

Команда Solar Impulse зробила важливий внесок у авіацію. Багато авіаційних компаній, включаючи Airbus, Boeing і Siemens, нещодавно оголосили про проекти розвитку електричних або гібридних систем для зменшення викидів в майбутньому.

1.4 Тенденції розвитку літаків на сонячній енергії в Україні

Безпосередньо в Україні розвиток літаків на сонячній енергії знаходиться на початковому етапі. В той же час, Україна має реальний практичний досвід по створенню класичних БПЛА з високими показниками жорсткості, міцності, масової ефективності польоту – до 20 км, швидкість польоту – до 120 км/год. Одним із перспективних проєктів студентів Національного Технічного Університету України «Київського Політехнічного Інституту імені Ігоря Сікорського» є розробка вже 3-го безпілотної спільно факультетом електроніки та машинобудівним інститутом. А в результаті даної роботи планується визначити найвигідніше покриття корпусу літака, тестування сонячних панелей на максимальний згин та ефективність і їх розробка, проте на шляху до його створення залишається невирішеною задача технічної реалізації польоту. Перехід до практичного використання такого типу літальних апаратів можливий при умові, якщо конструкція та системи літака будуть максимально адаптовані до позааеродромних умов експлуатації, умов транспортування та кліматичних умов України, а вартість комплектуючих та матеріалів мінімізована, без втрати якості.

Не дивлячись на швидкий прогрес, перед конструкторами досі стоїть безліч проблем. «ККД сонячних елементів всього лише 20% в середньому. Для малих БПЛА цього, може бути, і досить, але для того щоб сонячні елементи можна було використовувати в цивільній авіації в широких масштабах, треба буде пройти ще довгий шлях. При яскравому сонці сонячні елементи з ККД 40%, повністю покриваючи крило, ледве забезпечать потреби крейсерського режиму маленького пілотованого літака. Але навіть для БПЛА однієї тільки сонячної енергії недостатньо. У нічний час і навіть удень апарат повинен мати запаси енергії на борту. Якщо літак летить вище хмар на невеликій висоті навколо екватора, він не може завжди перебувати в зоні, освітленій Сонцем, тому що Земля обертається швидше, ніж може летіти літак з електродвигуном, тому апарат, розрахований на цілодобовий політ, повинен бути гібридним. Крім того, кліматичні умови значно впливають на характеристики польоту.

Висновок до розділу 1

В даному розділі було розглянуто основні сучасні проекти літальних апаратів, включаючи безпілотні, їх переваги та перспективи використання, проведено їхній порівняльний аналіз. Також ще до початку роботи було виділено основні результати стажування в Паризькій Політехніці в березні, на основі яких можна робити висновок про необхідність використання альтернативних джерел енергії.

Також очевидно, що сучасні проекти літальних апаратів на сонячній енергії мають багато проблем, особливо в Україні, до яких відносяться фінансування, кліматичні умови, умови експлуатації, порівняно низький ККД та необхідність використання гібридної системи для більш-менш довгого та успішного польоту.

2 СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА ТА ЇХ ВПЛИВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЬОТУ

Основною особливістю та вимогою до ЛА є конструктивні параметри. Як показує практика, реалізація польоту нерозривно залежить від маси планеру, комплектуючих та їх ефективності.

На рис.2.1 показано в загальному типова комплектація літака на сонячній енергії, на якій наведено всі її основні необхідні складові елементи та їх приблизні характеристики.

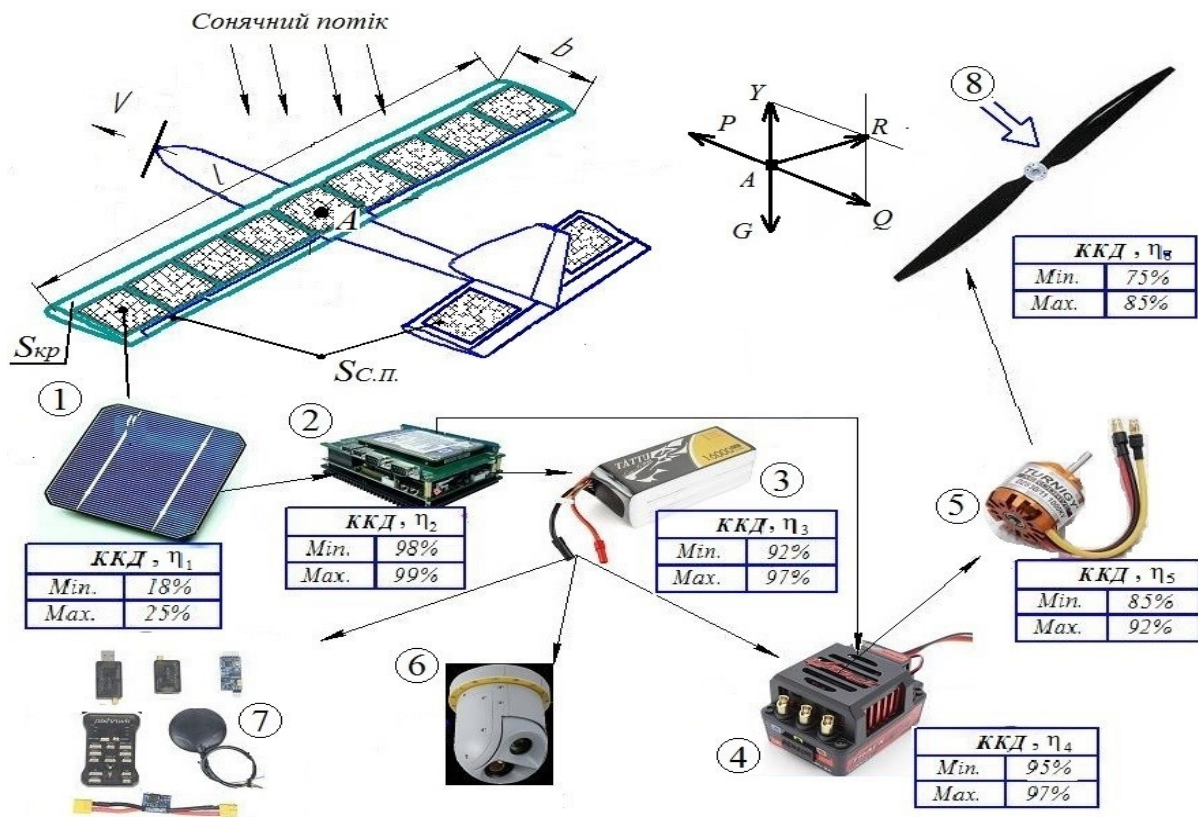


Рисунок 2.1 Типова комплектація енергосистеми літака:

1 – сонячний елемент; 2 – блок контролю за роботою сонячної батареї та акумулятору; 3 – акумуляторна батарея; 4 – блок керування живленням двигуна; 5 – електродвигун; 6 – цільове навантаження; 7 – інше навантаження; 8 – повітряний гвинт; G – маса літака; V – швидкість польоту; b – хорда крила; l – розмах крила; P – тяга; R – результуюча аеродинамічна сила; Q – сила лобового опору; Y – підйомна сила; $\eta_1 \dots \eta_s$ – ККД компонентів системи; $S_{кр}$ – площа крила; $S_{с.п.}$ – площа сонячних панелей [1].

3.2 Розрахунок основних характеристик польоту

Оскільки приблизно 90% тривалості польоту здійснюється в горизонтальному режимі то необхідно забезпечити енергетичний баланс ЛА при цьому режимі. Головна умова горизонтального польоту ($P=Q$; $G=Y$) – забезпечення потужності відповідною від сонячної енергоустановки з урахуванням витрат на різні системи літака (керування, навігації і т.д.) та витрат на складові енергосистеми літака, тобто:

$$W \cdot \eta_c \geq W_n, \quad W_n = W_c + N \quad (2.1.1)$$

де W_n - необхідна потужність для здійснення польоту; W_c - необхідна потужність для живлення систем літака; N - необхідна потужність для здійснення горизонтального польоту; W – наявна потужність від сонячної панелі з площею $S_{с.п.}$; де η_c - коефіцієнт корисної дії при переході електричної енергії згенерованої сонячними панелями в енергію руху гвинта та додаткові втрати [1].

При здійсненні горизонтального польоту підставивши відомі формули підйомної сили, сили опору і потужності знайдемо необхідну потужність силової установки:

$$N = \frac{GV}{K} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{\rho S_{кр} C_y}} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}}, \quad (2.1.2)$$

де K - аеродинамічна якість; ρ - густина повітря; C_y - коефіцієнт підйомної сили; p - навантаження на крило.

Оскільки потужність літака представлена у вигляді потужності його сонячної батареї на одиницю площі (Вт/м^2), доцільно буде привести необхідну та наявну потужність до однієї величини [1]:

$$\frac{N}{S} = \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}. \quad (2.1.3)$$

Отже, для здійснення тривалого польоту на сонячній енергії потрібно виконувати наступну умову [1]:

$$\frac{W\eta_c - W_c}{S_{кр.}} \geq \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}, \quad (2.1.4)$$

або в більш розгорнутій формі [1]:

$$\frac{W\eta_c - W_c}{S_{кр.}} \geq \frac{C_y}{S_{кр} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{1}. \quad (2.1.5)$$

При цьому швидкість польоту та коефіцієнт опору C_x відповідно рівні [1]:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_y \rho S_{кр}}} \quad (2.1.6)$$

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi e \lambda}, \quad (2.1.7)$$

де C_{x_0} - коефіцієнт лобового опору при $C_y = 0$; $e=0.85 - 0.9$ число Освальда; $\frac{C_y^2}{\pi e \lambda}$ - індуктивна складова опору [1].

Після проведення аналізу рівнянь (2.1.1-2.1.7) можна зробити висновок, що реалізація тривалих польотів на відносно низьких висотах залежить від ряду факторів. По перше, це ефективність самих сонячних панелей та енергосистеми ЛА, що впливає на необхідну площу СЕ і, як наслідок, на їх ефективність та площу крила. Також ефективність сонячних панелей залежить і від кліматичних умов, які будуть розглянуті пізніше. Другий важливий фактор – аеродинамічна досконалість літака. Далі – масова ефективність конструкції ЛА та його систем, існує протиріччя, бо при збільшенні площі сонячної панелі збільшується маса літака.

Із урахуванням реальних технічних можливостей ЛА, енергетичний баланс літака на сонячній енергії може бути реалізованим при малих швидкостях польоту, низькому навантаженні на крило та високій аеродинамічній якості [1].

2.2 Системи додаткового живлення та їх порівняння

Як було вказано раніше, енергії, яку дає сонячна панель ледь вистачає навіть на горизонтальний високий політ, а при зльоті, посадці та виконанні маневру необхідно використовувати енергію бортового акумулятора. Щодо надлишкової згенерованої енергії, вона повинна йти на зарядку акумулятора.

Безпілотні літальні апарати обов'язково оснащуються двигунами внутрішнього згоряння (ДВЗ) або електродвигунами.

Використання електродвигунів змінного струму (ДЗС) є недоцільним, оскільки для ланцюгів постійного струму є необхідність встановлення додаткових перетворювачів.

Серед переваг двигунів постійного струму (ДПС) основні – це те, що вони не залежать від напрямку струму, не мають забруднення від пального, їх можна вимикати та вмикати необмежену кількість раз під час польоту, вони є простішими в обслуговуванні та налаштуванні, звук роботи тихіший, порівняно невисока вартість та зручність керування. Недоліками ДПС є те, що акумулятори потребують акуратного відношення, через поступовий розряд акумулятора під час польоту змінюється тяга, маса та вплив на льотні характеристики,

Що стосується двигунів внутрішнього згорання, переваги такі: під час витрати палива ЛА стає легше на 10–25 %, швидший процес заправлення, тягові характеристики під час польоту не змінюються. Недоліки: більш шумні, необхідність регулярного обслуговування, значні забруднення паливом, вартість палива значно вища.

Для малих БпЛА (1-10 кг) застосовуються двотактні чи чотиритактні двигуни. У БпЛА з розмахом крила до 2м в основному застосовують двотактні одноциліндрові атмосферні двигуни. У зв'язку з широким розповсюдженням LiPo ЛА стали легкими та потужними. У сучасних малогабаритних БпЛА їх потужність становить 5–7000 Вт, а маса – від декількох грамів до кілограма.

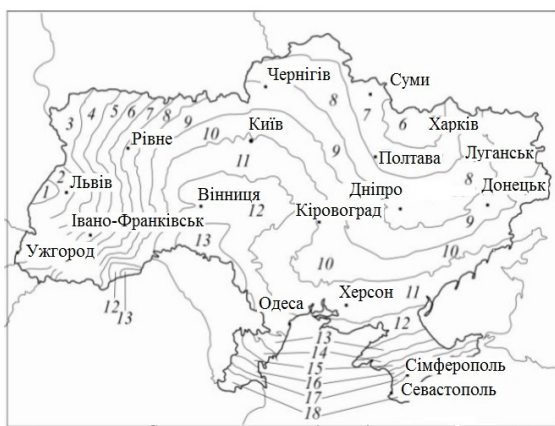
З урахуванням характеристик літака (рис.2.1) мінімальне значення коефіцієнту корисної дії η_3 ланцюга перетворення енергії сонячних променів в енергію польоту літака зі швидкістю v становить близько 10%. Проте, існує на сьогоднішній день можливість підняти η_3 системи до 18% за рахунок використання більш якісних, відповідно дорожчих, складових [1]. Найкращим двигуном є 24-вольтний. А при розрахунку енергії від сонячних батарей, потрібно врахувати 20-25% запасної енергії.

2.3 Роль інсоляції

Потік сонячної енергії на землю в основному залежить від широти та клімату. Середня кількість сонячних днів у різних регіонах суттєво відрізняється.

Аналізуючи розташування України, можна сказати, що на її територію припадає 100-200 сонячних днів за рік, територія в основному рівнинна, а кількість сонячної енергії в середньому, яка поступає на поверхню, змінюється від 1000 до 1400 кВт год/м². Тобто, можна зробити висновок, що енергія, яка досягає території України, більша всього річного споживання електроенергії [3].

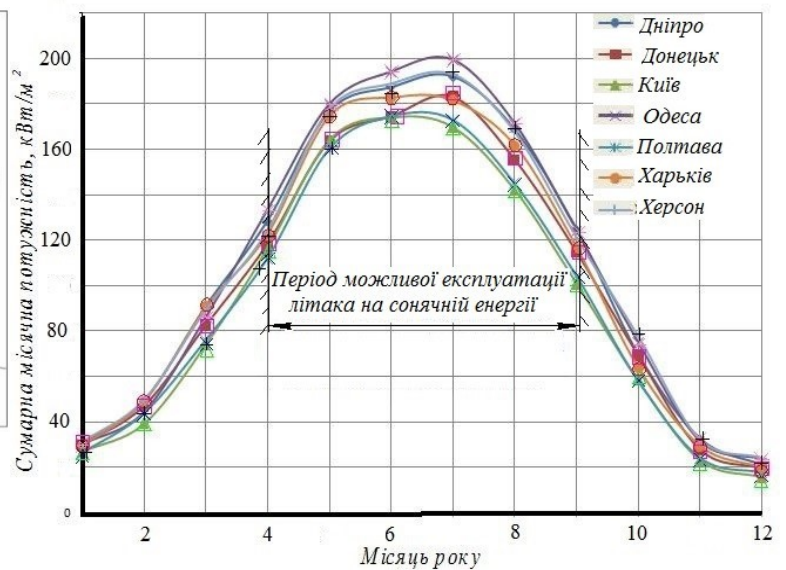
43% загальної сонячної радіації поглинається землею, а 57% затримується в атмосфері. Розподіл сумарної енергії сонця протягом року наведено на рис.2.3.1. Дані характеристики свідчать, що значення питомої сумарної сонячної радіації на території України коливається в діапазоні 1150 кВт/м² – 1550 кВт/м². Щодо країн Європи, що вже широко використовують сонячну енергію, даний показник сягає до 1000кВт/м² (Швейцарія) та до 1300 кВт/м² (Німеччина). Крім того, було встановлено, що для хорошої роботи кремнієвих СЕ (ККД =18%, W=4,7Вт, 156×156мм) достатнім буде випромінювання сонця 1073 Вт/м², а для панелей (ККД =20%, W=5Вт, 156×156мм) достатньо 1027 Вт/м² [1].



Розподіл питомої сумарної сонячної радіації на території України протягом року, кВт/м²

зони																	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
<1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	1550									

а)



б)

Рисунок 2.3.1 розподіл сонячної радіації на території України за рік та місяць відповідно: а) –для кожної характерної зони території України; б) –впродовж року протягом кожного місяця для великих міст України [1].

Тобто, на території України існують всі умови для ефективної роботи сонячних панелей. За таких умов, аналізуючи розподіл сонячної радіації впродовж різних пір року, здійснення відносно короткочасних польотів літака на сонячній енергії є можливим з кінця по початок жовтня (рис.2.3.2 б), при сприятливій погоді. В зимній період реалізація таких польотів є проблематичною.

Варто зважати на особливість розподілу сонячної енергії протягом доби. Наприклад, для міста Київ [1], на рис.2.3.2, зображено поділення на зони роботи сонячних панелей, які визначені для горизонтальних польотів в залежності від ступеня генерації сонячної енергії: I зона – оптимальна (повна потужність роботи батарей), II зона – допустима (80-100% потужності батарей), III зона – з низькою ефективністю (50-80% потужності).

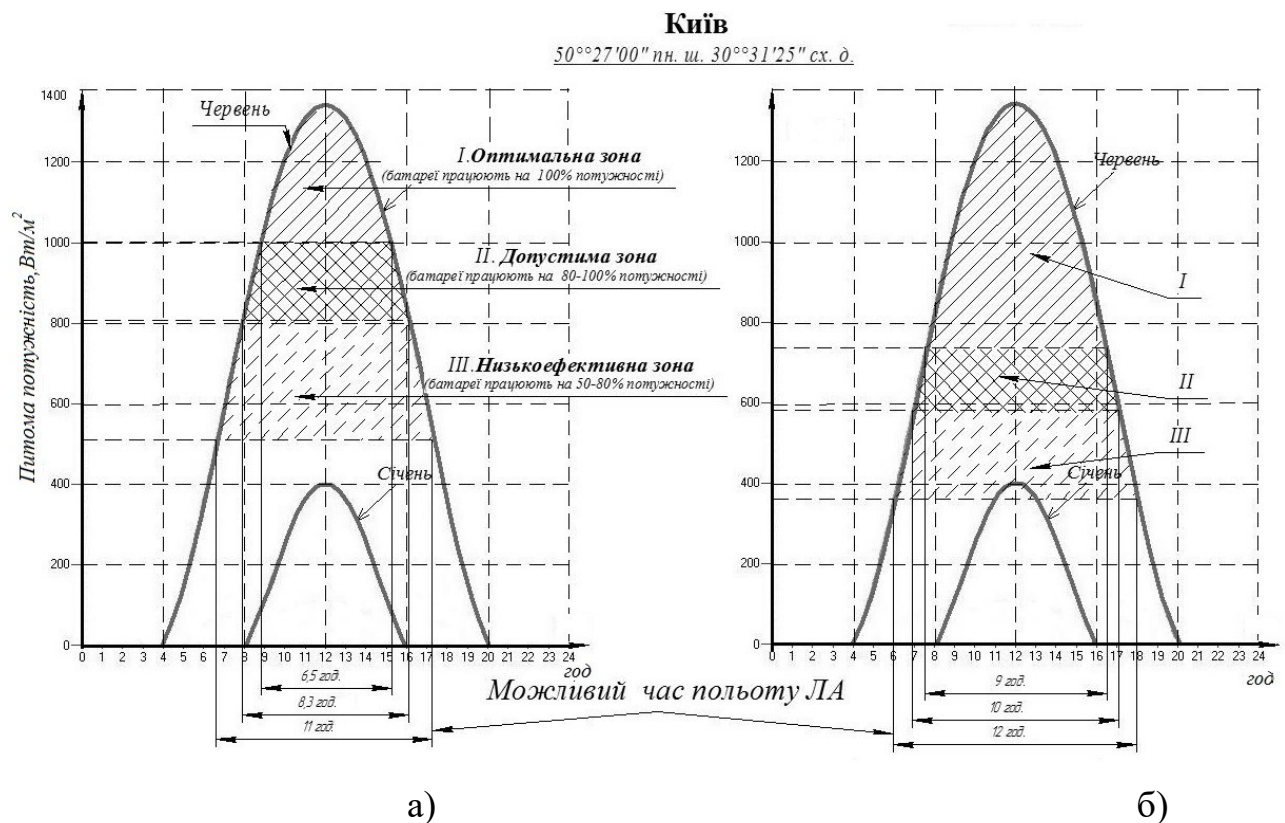


Рисунок 2.3.2 Розподіл сонячної енергії за добу погодинно з зазначенням 3-х зон роботи сонячних панелей з різним ККД: а) 18%; б) 25% [1].

Аналізуючи геометричні параметри ліка та ефективність батарей, робимо висновок, що при виборі допустимої зони (II) можливо отримати більший час польоту на 1-2 години ніж на I-й зоні, але тоді буде необхідною додаткова

потужність або ж компенсація дефіциту енергії бортовими акумуляторами [1].

Залежність питомої потужності P , яка характеризує приток сонячної енергії, що потрапляє на панель, від часу доби t на певній широті для будь-якого дня року ($n=1 \dots 365$) визначається за виразом:

$$P(t, \phi, n) = G_3 \left(1 + 0.033 \cos \frac{360n}{365}\right) \cdot (\sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos 15t), \quad (2.3.1)$$

де $G_3 = 1367 \text{ Вт/м}^2$ – сонячна стала, t – час доби, δ – нахил сонця в n -й день року, о півдні, що знаходиться в діапазоні $-23,45^\circ - +23,45^\circ$:

$$\delta = 23.45 \sin \left(\frac{360(284+n)}{365} \right). \quad (2.3.2)$$

2.4 Тривалість польоту

Для того, щоб здійснити тривалий політ, енергія, отримана від сонця повинна дорівнювати витраченій енергії. Тривалість польоту (T) можна визначити так:

$$T = \frac{E_d}{W}, \quad (2.4.1)$$

де $W = P(t, \phi, n) \cdot \eta_z \cdot S_{\text{с.п.}}$ – потужність СЕ, E_d – витрати енергії впродовж польоту [1].

Варто враховувати і режими польоту, які сильно впливають на витрати енергії та час самого польоту. Кожному режиму відповідає певна кількість витраченої енергії.

2.5 Висота польоту

Хоча зі збільшенням висоти ефективність сонячних панелей зростає, одночасно, зменшується густина повітря. Це спричиняє збільшення швидкості польоту і необхідної потужності. На рис. 2.5.1. зображено різницю необхідної та наявної потужності – дефіцит потужності та її залежність від зміни висоти польоту (а відповідно і густини повітря) [1].

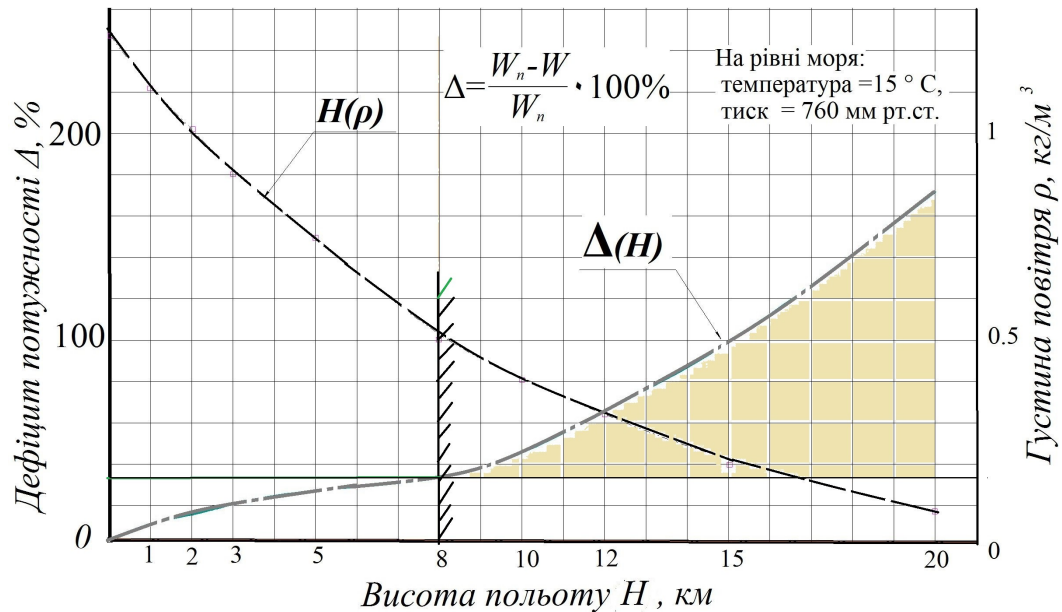


Рисунок 2.5.1 Залежність дефіциту потужності від висоти польоту літака [1]

Після досягнення висоти 8 км, необхідна потужність зростає стає більш стрімко і на висотах близько 20 км досягає значень в 3 рази вищих за необхідну потужність на рівні моря. Тому прийнятними для польоту варто вважати висоти до 8 км. Також із ростом висоти польоту необхідність використовувати змішану систему живлення, додаючи бортові акумулятори, також зростає. Тоді дефіцит потужності можна компенсувати не лише за рахунок збільшення площі панелей, а й частковим використанням енергії акумуляторів.

2.6 Аеродинаміка

При аналізі навантаження і розмірів літака і роботі [1] було розглянуто відносну масу цільового навантаження приблизно 10%. А саме навантаження на крило 5-7 кг/м². Припускається, що цільова навантаження – 4 кг. В такому випадку маса літака приблизно буде дорівнювати 40 кг. При цьому необхідна площа крила дорівнюватиме приблизно 8 м². При великому подовженні крила, що потрібне для зменшення індуктивної складової опору, розмах становитиме 15,5 м. На рис.3.4.1 показано вплив необхідної потужності сонячних панелей на аеродинаміку літака при різних значеннях η_3 для випадку, коли злітна маса $m_0=5$

кг, $S_{кр}=1\text{м}^2$, $V=15\text{м/с}$. Для цього прикладу, при використанні ефективних компонентів, при умові $K = 0.75\lambda$ (точка 1), значення аеродинамічної якості становить 9 одиниць, тоді як при низькоефективній компоновці (точка 2) – близько 16-17 одиниць.

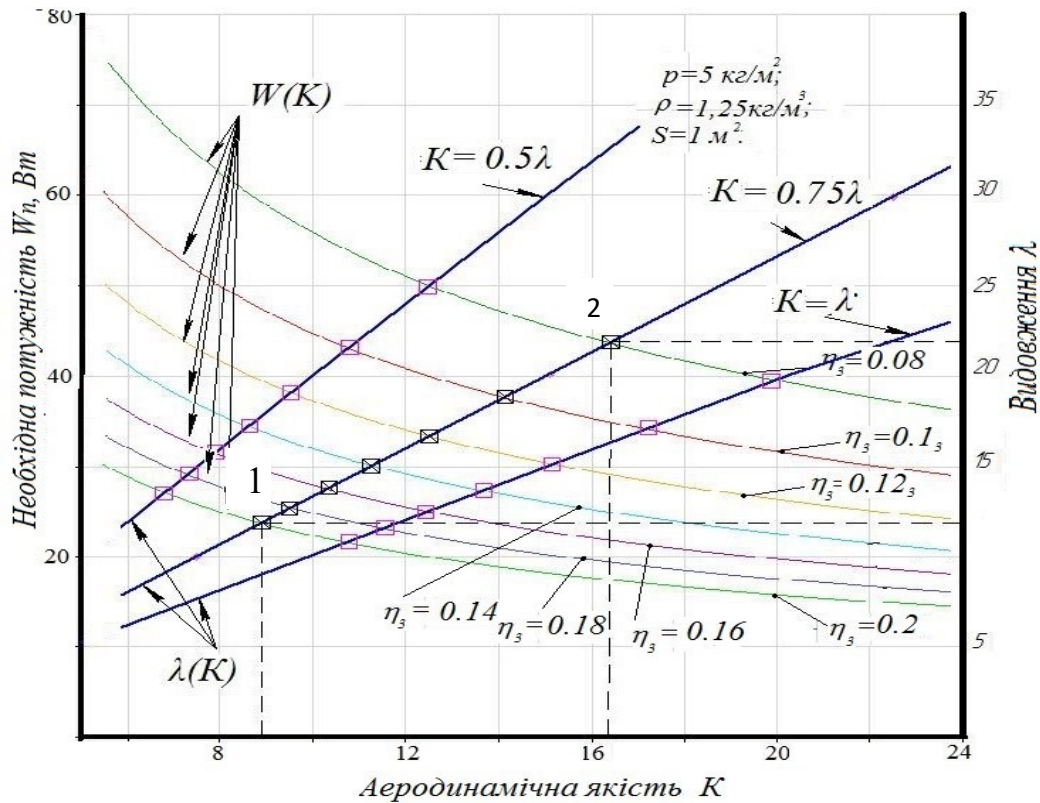


Рисунок 2.6.1 Залежність потужності та видовження крила літака від аеродинамічної якості [1]

2.7 Пориви вітру

Через свої значні розміри та малу масу літак значно піддається впливу вітру під час зльоту та посадки. За рис. 2.7.1 можна побачити, що для території України середнє значення вітру становить 4-6 м/с, тому при навантаженні меншому за 5 кг/м^2 створити достатньо міцну конструкцію є проблемним завданням у зв'язку з великими перевантаженнями.



Рисунок 2.7.1 Значення середньої швидкості вітру в теплу пору року на території України [1]

А за умови сильних вітрів швидкістю більше 10м/с потрібно враховувати навантаження на крило від 7кг/м^2 (рис.2.7.2).

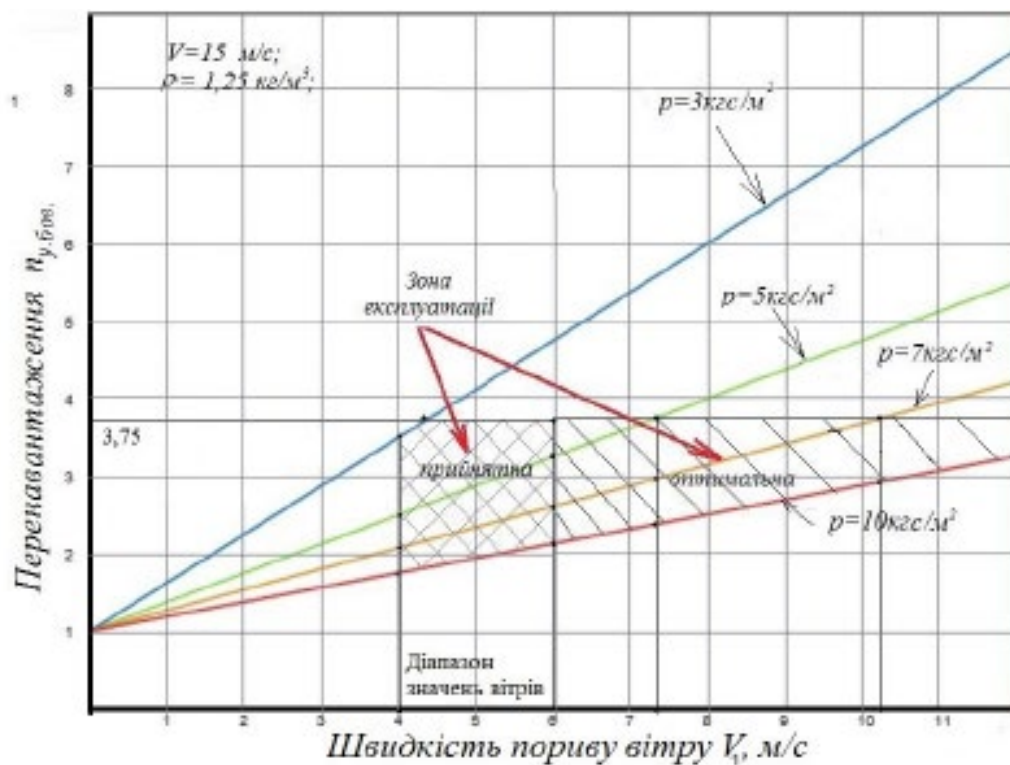


Рисунок 2.7.2 Залежність перенавантажень від швидкості вітру для різних значень навантаження ($3, 5, 7, 10\text{ кг/м}^2$) на крило [1]

2.8 Міцність та жорсткість

Важливою задачею є забезпечення необхідної жорсткості та міцності конструкції при даній масі. Це завдання потребує використання нових методів сучасних матеріалів при проектуванні елементів конструкції з максимальним відношенням маси до міцності та жорсткості матеріалу [1].

Висновки до розділу 2

Наведений аналіз двигунів і методів їх керування показує, що найбільш підходящим двигуном для БПЛА є ДПС на 24 В. Такі двигуни мають багато переваг, таких як тривале напруження, надійність запуску після тривалого перебування в непрацездатному стані, можливість створення системи керування енергетичною установкою БПЛА.

Було розглянуто, які фактори на території України та яким чином можуть змінити характеристики польоту та як залежать від живлення, проведено аналіз їх впливу. Висота польоту, розподіл сонячної енергії на території, пориви вітру значно впливають на ефективність сонячних панелей, тривалість польоту та на конструкцію літака в цілому, а отже на економічність. Також, літак повинен бути досконалим з точки зору аеродинаміки та повинно бути ефективно використано масу апарату та його систем. Проте всі вимоги накладають обмеження на перенавантаження; аеропружність, міцність, жорсткість, якість поверхонь, швидкість вітру та інші.

3 СОНЯЧНІ БАТАРЕЇ

Сонячні батареї – об'єднання сонячних елементів (фотоелектричних перетворювачів) – напівпровідникових приладів, які прямо перетворюють сонячну енергію в електричний струм.

Сонячні батареї представляють собою спаяні і гідроізолювані сонячні елементи. Акумулятор, який є основною частиною блоку живлення, може накопичувати електричну енергію вдень, і віддавати це заряд вночі на освітлення.

3.1 Принцип дії фотоелектричного перетворювача

Фотоелектричний елемент (фотоперетворювач) — напівпровідниковий прилад, робота якого базується на розділенні фотонів електричним полем та який призначений для безпосереднього перетворення енергії сонячного випромінювання в електричну [2].

В основі перетворення енергії лежить фотоелектричний ефект, який спричиняється впливом фотонів на напівпровідник. Неоднорідну структуру напівпровідника утворюють за рахунок проведення легування домішками. В результаті, на легованій наприклад фосфором пластині нагромаджується надлишок електронів, а на легованій бором – надлишок дірок. Поглинаючи енергію фотонів, електрони починають рух, і це викликає утворення струму. Крім того на пластини наносять тонкі смужки міді, які відводять струм до споживача [10]. Очевидно, що чим більше сонячної енергії поглинається напівпровідником, тим більше електричної енергії генерується, але продуктивність ФЕП залежить від багатьох факторів.

Суть фотоефекту, завдяки якому відбувається перетворення випромінювання, полягає у виникненні напруги при падінні світла на систему між двома електродами, які прикріплені до цієї системи. В основі роботи всіх напівпровідникових ФЕП лежать наступні два основних явища: утворення вільних носіїв в результаті поглинання квантів електромагнітного випромінювання; використовуючи внутрішні електричні поля ФЕП проводиться розділення

згенерованих світлом носіїв та їх виведення через електроди в зовнішній ланцюг.

Розглянемо найпростішу структуру фотоелемента на основі p - n переходу на рис. 3.1.1 та принцип його роботи. P - n перехід формується в результаті дифузії фосфору або сурми в пластині кремнію p -типу. Нижній омічний контакт представляє собою суцільну металізацію, а верхній – свого роду гребінка. Саме така конструкція може забезпечити низький опір елемента та досить значну поверхню для опромінення світлом. Потім наносять покриття, що є прозорим для світла [2].

При освітленні сонячного елемента, кванти світла з різною енергією поглинаються поверхнею і проходять в напівпровідникову зону, в область просторового заряду. Зіткненні фотони з атомами породжують вільні носії, що називають процесом генерації фотоносіїв, які після цього розділяються під дією електричного поля p - n переходу. Електрони відходять в n -область, а дірки в p -область. Тоді в p -області утворюється надмірна концентрація позитивних зарядів, а в n — негативних електронів. Між цими областями виникає різниця потенціалів, яку ще називають фотоелектрорушійною силою (фото-ЕРС) [2].

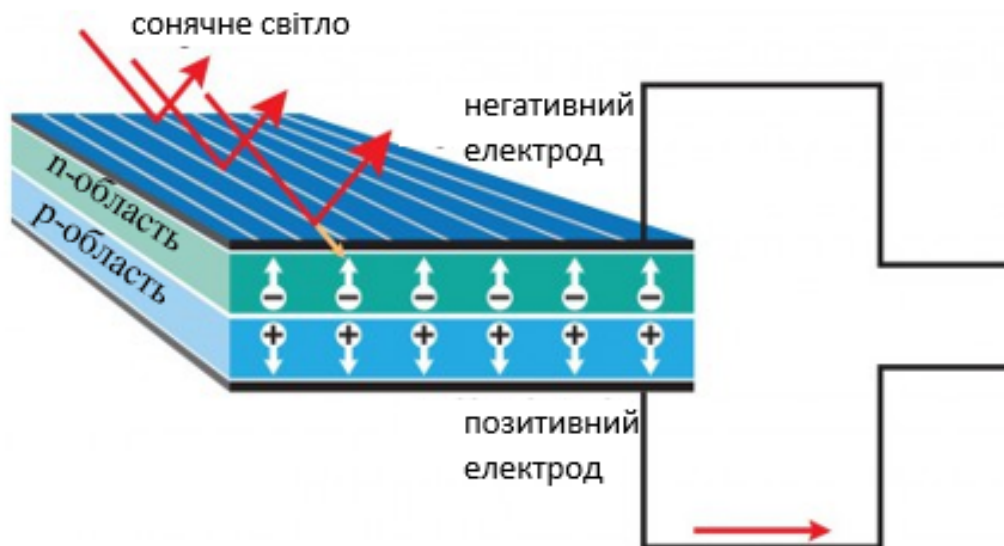


Рисунок 3.1.1 Схема роботи фотоелемента

Фото-ЕРС буде збільшуватись у результаті нагромадження фотоносіїв у сусідніх областях p - n переходу. Але такий процес надмірного нагромадження фотоносіїв дещо обмежений. В результаті зниження потенціального бар'єру під дією фото-ЕРС, починається дифузія дірок з p в n область і електронів з n в p .

Коли світловий потік зростає, кількість фотонів збільшується і в результаті збільшується ЕРС, проте граничне її значення не може бути вищим потенціального бар'єру.

3.1 Загальна конструкція та основні параметри ФЕП

До складу сонячного елемента входять такі основні частини (рис.5.2.1):

- р-n перехід;
- контакти;
- структурована поверхня;
- антивідбиваюче покриття.

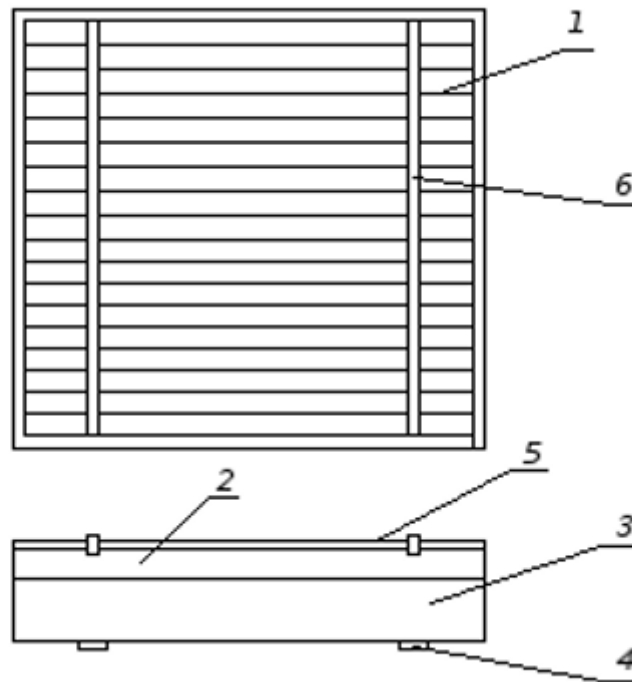
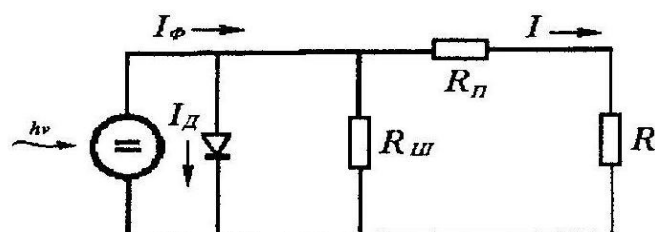


Рисунок 3.2.1 Загальна конструкція ФЕП

(1 – контактна сітка; 2 – p-область; 3 – n-область; 4 – тильна металізація; 5 – антивідбиваюче покриття; 6 – токоз'ємні електроди) [8]

На рис. 5.2.2 наведено еквівалентну схему такого фотоперетворювача, де



R_n - послідовний опір; $R_{ш}$ - шунтуючий опір; I_d – струм діоду на основі р-п переходу.

Рисунок 3.2.2. Еквівалентна схема ФЕП [8]

Вольт-амперні характеристики (рис.3.2.3) фотоелемента такі ж самі, як і характеристики фотодіода. Ділянка ВАХ у 4му квадранті показують режим генерації фото-ЕРС.

Якщо зовнішнє коло фотоелемента замкнути, то в ньому буде протікати струм, величина якого буде залежати від опору навантаження. Якщо цей опір навантаження дорівнює нулю, то струм, що протікає в колі, буде максимальним (його ще називають струмом короткого замикання). При розімкненому колі буде діяти максимальна ЕРС (яка ще називається напругою холостого ходу). [2]

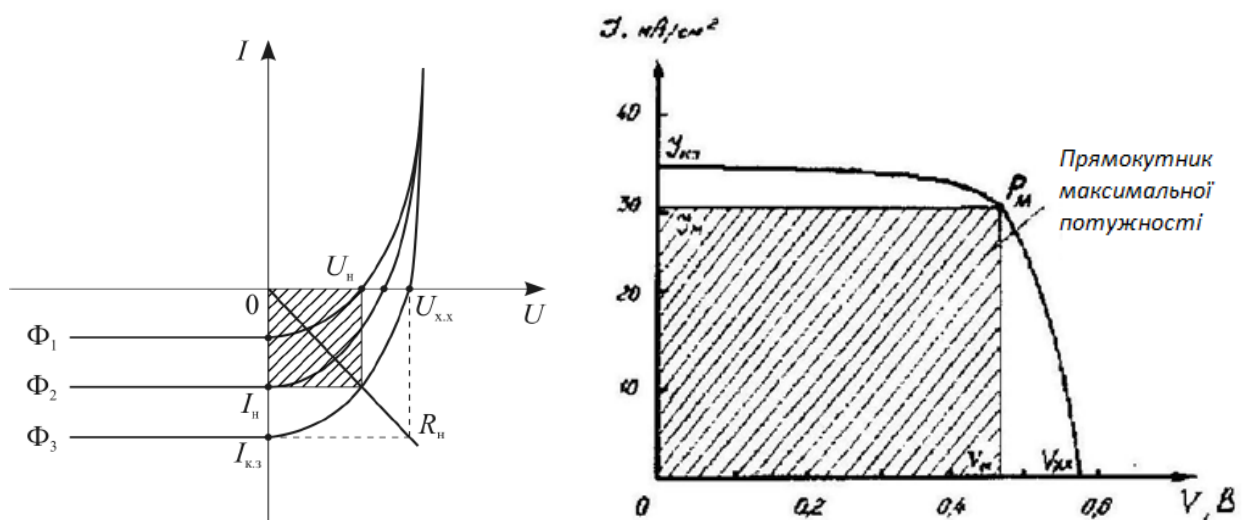


Рисунок 3.2.3 ВАХ фотоелементів [2]

Таким чином до основних параметрів відносяться:

1. струм короткого замикання – максимальний струм, що протікає в замкненому колі при нульовому значенні опору навантаження, визначається за виразом (при $U=0$):

$$I_{к.з} = I_{\phi}. \quad (3.2.1)$$

2. напруга холостого ходу $U_{хх}$. Це максимальна фото-ЕРС при розімкнутому зовнішньому колі:

$$U_{x.x} = \varphi_T \ln\left(\frac{I_\Phi}{I_0} + 1\right). \quad (3.2.2)$$

3. коефіцієнт заповнення (fill factor) FF – відношення потужності навантаження до максимальної потужності:

$$FF = \frac{I_n \cdot U_n}{I_{кз} \cdot U_{хх}} \quad (3.2.3)$$

4. коефіцієнт корисної дії (ефективність) η – відношення максимальної потужності, до потужності оптичного випромінювання, яке потрапляє на робочу поверхню:

$$\eta = \frac{P_{\text{макс.}}}{P_{\text{пад.}}}, \quad (3.2.4)$$

де $P_{\text{макс}}$ дорівнює площі закресленого прямокутника (рис.3.2.3) і отримується підбором оптимального R_n .

Важливою характеристикою є світлова, що показує як зі збільшенням світлового потоку зростає струм короткого замикання та сповільнюється напруга холостого ходу. Тобто, світлова характеристика зображає залежність напруги і струму від світлового потоку (рис. 3.2.4). Оскільки висота потенціального бар'єру має нелінійну залежність від конструкції ФЕП, і зі збільшенням світлового потоку зменшується, то і світлова характеристика є нелінійною.

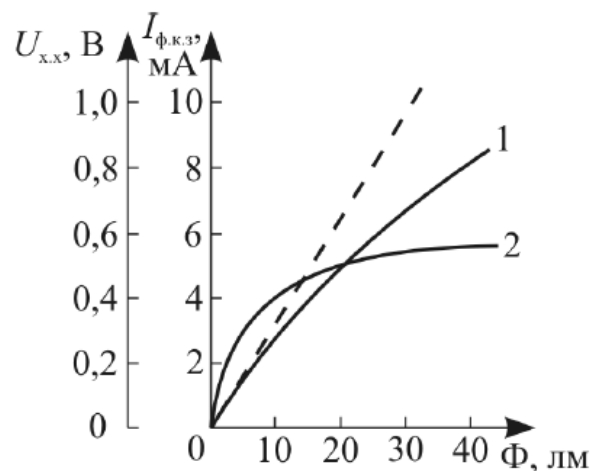


Рисунок 3.2.4 Світлова характеристика фотоелементів [2]

Спектральні характеристики показують залежність фотоструму від довжини хвилі падаючого світла. Особливим є те, що максимум спектральної характеристики майже відповідає максимуму розподілу енергії сонячного випромінювання.

Еквівалентна схема ФЕП на кристалічному кремнії враховуючи послідовний та шунтуючий опори, а також опір навантаження представлена на

рис. 3.2.5

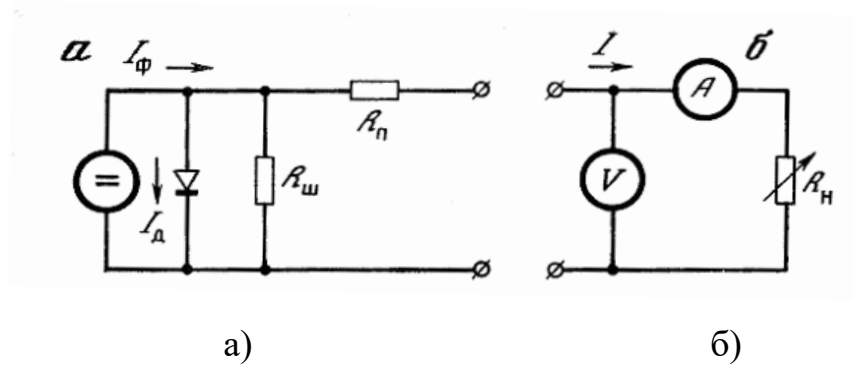


Рисунок 3.2.5 Еквівалентна (а) та вимірювальна (б) електричні схеми ФЕП.

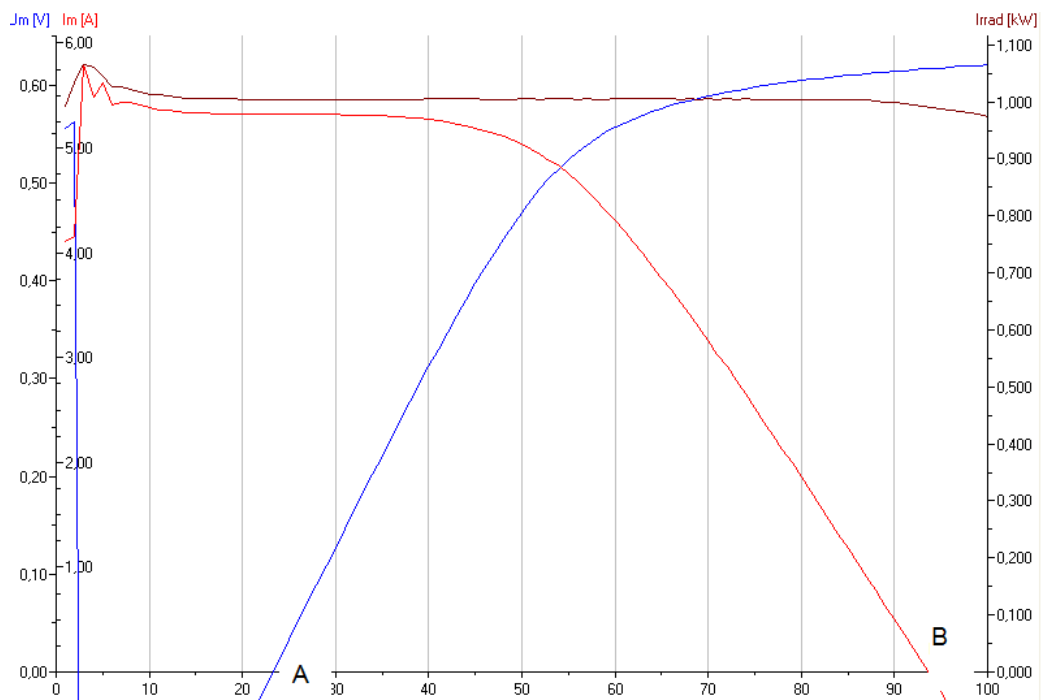
У цьому випадку ВАХ може бути описана наступним чином:

$$I = I_o \left(\exp \left[\frac{q(V - IR_n)}{nkT} \right] - 1 \right) + \frac{V - IR_n}{R_{sh}} - I_\phi. \quad (3.2.5)$$

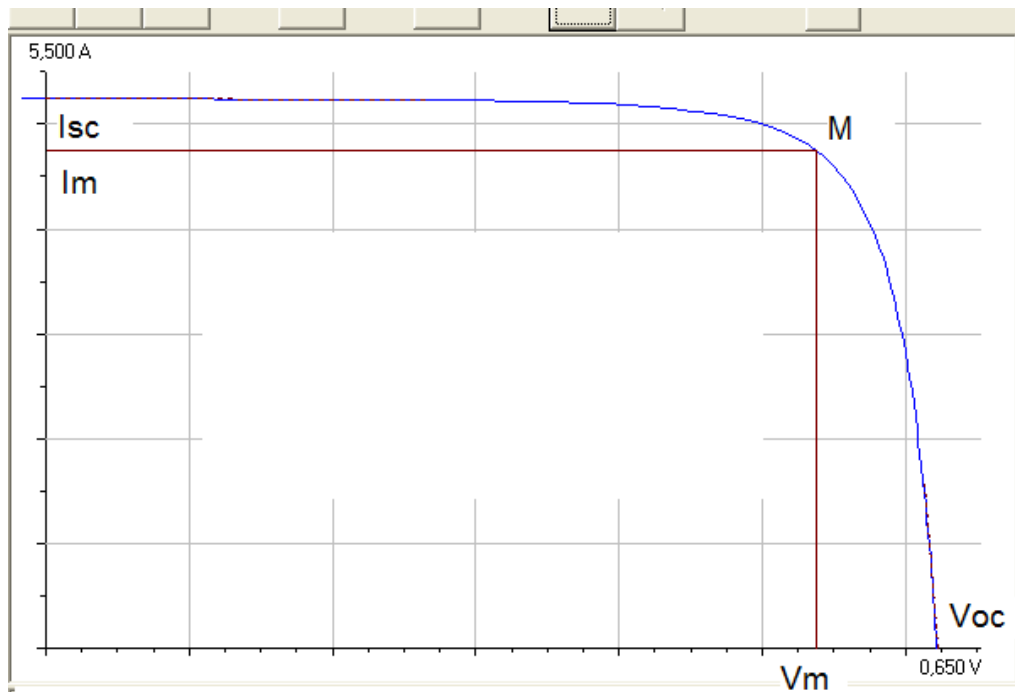
Або:

$$\ln \left(\frac{I + I_\phi}{I_o} - \frac{I - UR_n}{I_o R_{sh}} + 1 \right) = \frac{q}{nkT} (U - IR_n). \quad (3.2.6)$$

Розглянемо формування виразу для визначення ККД ФЕП. Типова ВАХ напівпровідникового досліджуваного ФЕП, представлена на рис. 3.2.6.



а)



б)

Рисунок 3.2.6 ВАХ досліджуваного ФЕП (вимірювалося на тестері ФЕП СТ801):

а) дані, що безпосередньо вимірювалися тестером ФЕП;

б) результуюча ВАХ, яка побудована за програмою обробки тестера.

Вимірювання ВАХ проводять опроміненням ФЕП світлом з розподілом АМ1.5, з щільністю потоку опромінення 1000 Вт/м^2 , при температурі навколишнього середовища 25°C (за стандартних умов вимірювання).

На рисунку 2.3.7 представлена типова характеристика виготовлених зразків ФЕП. Параметри кращих елементів приведено у таблиці 3.2.1.

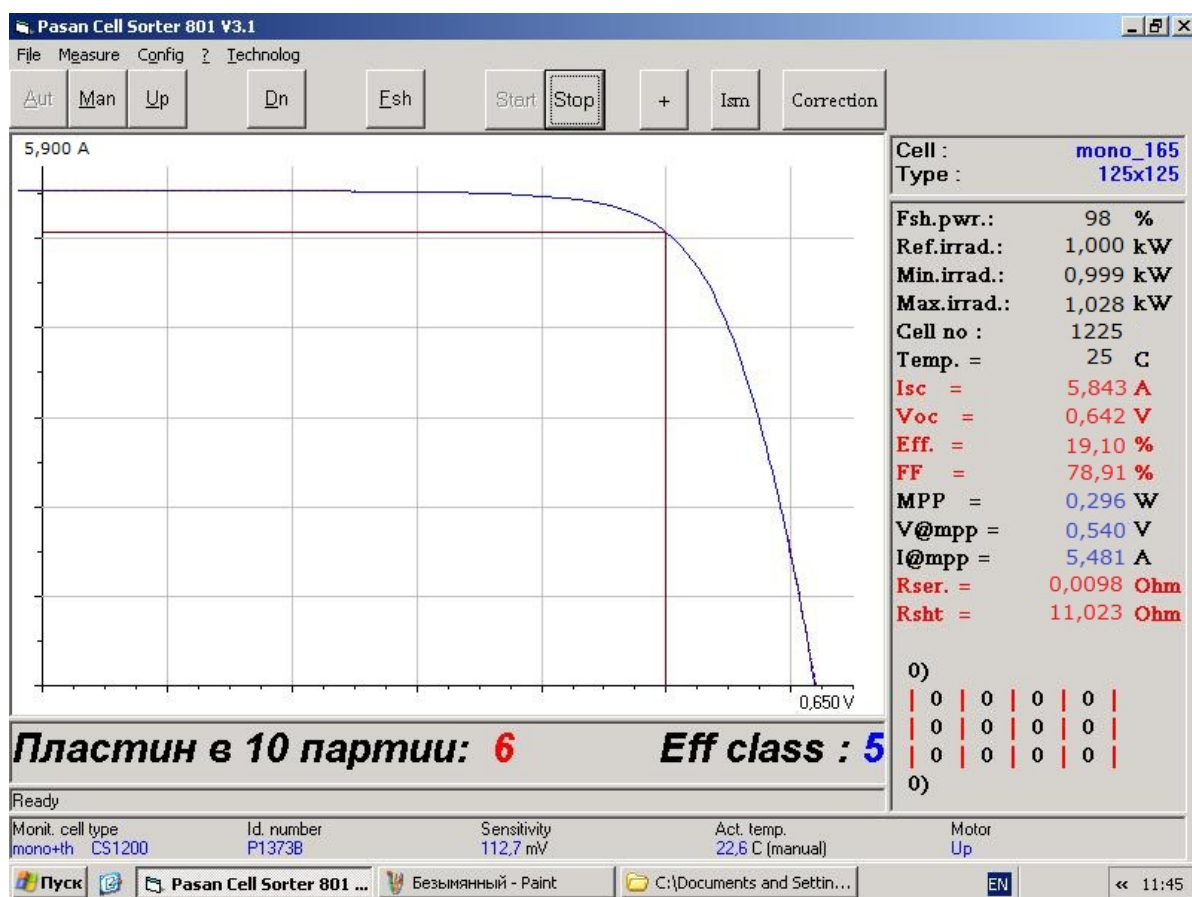


Рисунок 3.2.7. ВАХ зразка ФЕП (14-34)

Таблиця 3.2.1 Типові параметри виготовлених елементів

Зразок	I_{sc} , A	U_{oc} , V	Eff, %	FF, %	MPP, W	U_{mpp} , V	I_{mpp} , A	R_{ser} , Ohm	R_{sh} , Ohm
14-32	5,797	0,640	18,85	79,18	2,803	0,540	5,482	0,0056	110,822
14-36	5,828	0,648	18,96	78,97	2,839	0,542	5,487	0,0057	137,912
14-33	5,836	0,638	18,96	78,93	2,823	0,545	5,481	0,0058	70,518
14-37	5,831	0,639	19,16	80,27	2,879	0,544	5,493	0,0054	74,337
14-46	5,838	0,642	19,18	80,29	2,857	0,542	5,490	0,0052	129,239

3.3 Технологія виготовлення ФЕП

Типовий технологічний цикл виготовлення кремнієвих фотоелектричних перетворювачів включає в себе наступні технологічні операції:

1. вибір матеріалу;
2. видалення порушеного шару кремнію;

3. хімічна очистка поверхні пластин;
4. формування р-n переходу;
5. ізоляція переходу;
6. формування контактної металізації.

Оптичні втрати зменшуються в наслідок застосування, крім основних етапів, наступних методів:

- структурування поверхні;
- зменшення площі контактів;
- зменшення глибини залягання р-n переходу.

Для зменшення електричних втрат енергії:

- вибір товщини контактних шин на лицевій поверхні;
- використання генеруючих обробок;
- пасивація лицевої;
- мінімізація площі контактів.

3.3.1 Вибір матеріалу

При виборі вихідного матеріалу в першу чергу треба враховувати ширину забороненої зони. В даний час найбільш придатними для виготовлення ФЕП вважаються кремній (Si), арсенід галію (GaAs), телурид кадмію (CdTe) і фосфід індію (InP).

Фотоелектричні перетворювачі також діляться на кристалічні чи тонкоплівкові, монокристалічні, полікристалічні чи аморфні. До твердотілих кристалічним відносяться монокристалічний і мультикристалічний кремній.

Найбільш поширеними є твердотільні кремнієві ФЕП, так як за його допомогою можна перетворювати в близько 91% енергії падаючого світла. ФЕП на основі кристалічного кремнію є досить дорогими, що пов'язану з вартістю різання пластин. Максимальний ККД 30%.

Аморфний кремній – більш дешева альтернатива кристалічному кремнію. Оптичне поглинання в 20 разів вище, ніж кристалічного. Також для отримання

плівок аморфного кремнію не потрібна операція різання, що скорочує витрату матеріалу в 20 разів. Максимальний ККД на основі a-Si 16%.

Перспективним матеріалом, є арсенід галію, який дозволяє отримати високий ККД. Ще одним плюсом таких ФЕП є велика ширина забороненої зони, що зменшує зворотній струм. Крім того, із зростанням температури відбувається більш повільне падіння ефективності.

3.3.2 Вирізання пластин та хімічна обробка

Кремнієва пластина – основна і найдорожча складова будь-якого сонячного фотоелемента. При звичайному виробництві з круглих злитків, отриманих при вирощуванні монокремнію, вирізують так звані псевдоквадратні пластини – така форма дозволяє максимально ефективно використовувати кремній з круглого злитка, мінімізуючи технологічні відходи. Крім того, в цьому випадку можна максимально щільно заповнити поверхню майбутньої сонячної батареї.

Так як при розрізанні злитків виникають поверхні з ушкодженнями, то виникає необхідність прибрати цей порушений шар. Використання хімічного травлення дозволяє зняти шар Si товщиною в кілька мікронів, при цьому отримана поверхня буде гладкою. Якщо поверхня занадто гладка, велика частина сонячного випромінювання, буде відображатися. Для підвищення ефективності необхідно домогтися максимального поглинання сонячного потоку, проводячи текстурування (рис.3.3.3.1).

3.3.3. Текстурування

Текстурована поверхня (рис.2.4.3.1) - це безліч мікропірамід, розташованих, на перший погляд, абсолютно хаотично. Сонячний промінь, який потрапив на поверхню піраміди перевідбивається під тим же кутом, і потрапляє на площину грані сусідньої піраміди. Таке взаємне перевідображення, отримане за рахунок текстурування поверхні, дозволяє знизити коефіцієнт відображення кремнієвої пластини з 35 відсотків до 11%. Домогтися необхідного ефекту - видалити порушений шар і сформувати необхідну текстуру на поверхні платини - можна, застосувавши хімічну обробку пластини.

Текстурована поверхня (рис.2.4.3.1) - це безліч мікропірамід, розташованих, на перший погляд, абсолютно хаотично. Сонячний промінь, який потрапив на поверхню піраміди перевідбивається під тим же кутом, і потрапляє на площину грані сусідньої піраміди. Таке взаємне перевідображення, отримане за рахунок текстурування поверхні, дозволяє знизити коефіцієнт відображення кремнієвої пластини з 35 відсотків до 11%. Домогтися необхідного ефекту - видалити порушений шар і сформувати необхідну текстуру на поверхні платини - можна, застосувавши хімічну обробку пластини.

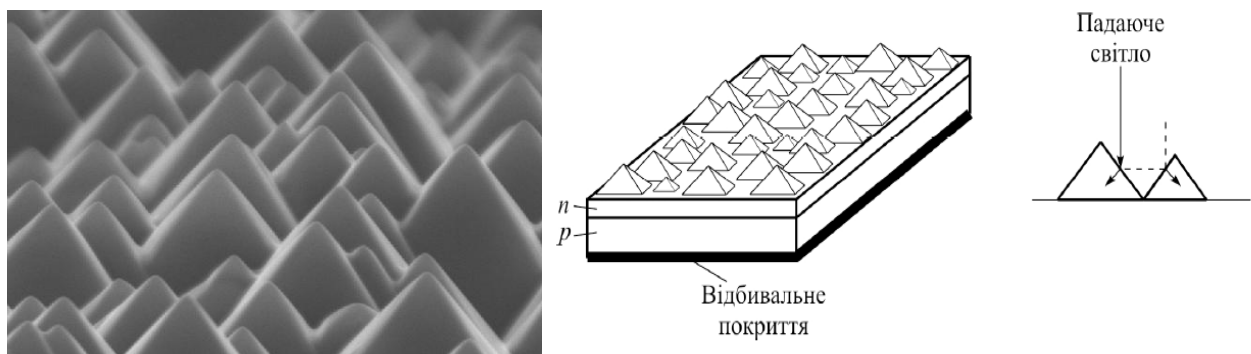


Рисунок 3.3.3.1 Текстурована поверхня кремнію

3.3.4 Формування р-n переходу

Напівпровідники за типом провідності класифікують: р-типу, в яких основний носій заряду - дірки, загальноприйнята назва - діркова провідність; n-типу, в яких основний носій заряду - електрони провідності, звідси і назва - електронна провідність.

Щоб створити на пластині n-шар, на одну з поверхонь елемента впроваджують домішки, наситивши напівпровідник вільними негативними зарядами n-типу. Цього досягають шляхом введення фосфору або іншої підходящої суміші, яку підбирають з відповідної частини таблиці Менделєєва. Найпоширеніший і економічно виправданий спосіб наситити кремній фосфором - це дифузія, в процесі якої, під впливом високих температур, фосфор проникає в структуру напівпровідника. Зазвичай цей процес проводять в печах (конвеєрних або трубчастих) при температурі близько 800 С.

3.3.5 Плазмохімічне травлення

Під час дифузії n-шар формується не тільки на лицьовій (робочій) стороні, але і на торцях пластини, а також і по периметру тильної сторони (рис.3.3.5.1). Так як n-шар дуже сильно насичений домішками, то він виступає в якості відмінного провідника, що може спровокувати електричне замикання між струмознімальних контактами - лицьовими і задніми.

Щоб вирішити цю проблему, n-шар необхідно видалити з торців пластин фізичним способом. Цей процес можна реалізувати плазмохімічним або хімічним травленням, лазером або механічним способом.



Слід врахувати, що проведення повторного текстурування викликає зменшення товщини пластини, як наслідок - зростання відсотка битих пластин при виконанні наступних операцій. Додаткові обробки

Рисунок 3.3.5.1 n-шар на торцях пластини

пластин, не тільки знижують в результаті кількість придатних

виробів, але і вимагають додаткових витрат, що в цілому погіршує економічні показники виробництва.

3.3.6 Антивідбиваюче покриття

Як було сказано раніше, текстурування поверхні кремнієвої пластини дозволяє в середньому знизити відображення з 35% до 11-12%. Але навіть при цьому фактично десята частина сонячного випромінювання, яке надходить на площину сонячного елемента, буде відображатися, тобто буде втрачено, так як воно не викличе утворення вільних частинок і вироблення струму. Щоб зменшити втрати, під час виконання подальших технологічної операції відбувається нанесення на робочу (лицьову) поверхню сонячного елемента антивідбиваючого покриття (АОП).

3.3.7 Контактна металізація сонячного фотоперетворювача

Вже відбувається генерація вільних носіїв зарядів, які, після фільтрації р-n переходом, здатні видати електричний струм. Але для цього необхідно їх передати в зовнішній ланцюг – на навантаження, а для цього потрібно на поверхні сонячного елементу сформувати контакти (рис.2.4.7.1 та 2.4.7.2).

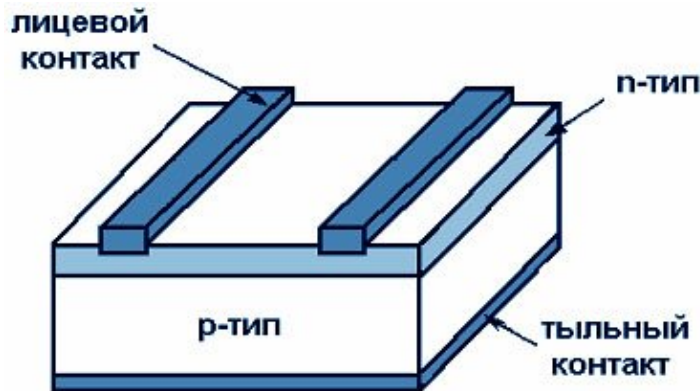


Рисунок 3.3.7.1 Схематичне зображення контактної металізації пластини [8]

Основне призначення лицьової поверхні - максимально можливе поглинання падаючого на неї сонячного випромінювання. Саме тому контакт, який встановлений на лицьовій робочій стороні пластини, виготовляють у вигляді решітки, що складається з широких контактних майданчиків і декількох десятків ліній, дуже тонких, які мають у своєму розпорядженні перпендикулярно щодо широких контактів.

Шукається оптимальне рішення двох протилежних завдань: з одного боку, необхідно мінімізувати оптичні втрати, з іншого боку поверхня елемента, як і будь-який інший провідник, має власний електричний опір. Аналогічна ситуація складається і при виборі ширини лінії. Щоб знизити вартість готового сонячного елемента, зазвичай контактну металізацію наносять, використовуючи метод трафаретного друку.

На тильну поверхню сонячного елемента зазвичай наносять два типи металу. Практично всю тильну поверхню пластини покриває суцільний шар алюмінію, що потрібне для уникнення одного з крайніх видів рекомбінації - поверхневої. Використання алюмінієвої металізації, що наноситься на тильну

сторону сонячного елемента дозволяє збільшити генерацію на десятки МВт в порівнянні з панелями, які не мають шар алюмінію на неробочому боці.

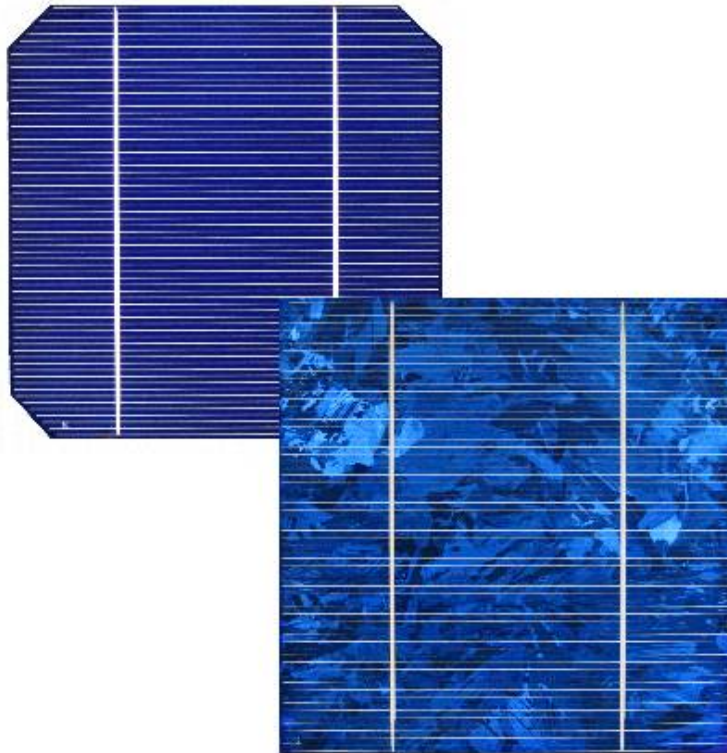


Рисунок 3.3.7.2 Зображення контактної металізації на пластині ФЕР [8]

3.4. Види сонячних батарей

У сонячних батареях з аморфного кремнію один з найбільш низьких ККД (в межах 6-8%). Однак вони виробляють порівняно найдешевшу електроенергію. Сонячні панелі зроблені з полікристалічних фотоелектричних елементів є найбільш поширеними, так як співвідношення ціни і ККД (12-15%) є найбільш вигідним. Сонячні панелі з монокристалічних елементів є більш ефективними, але і більш дорогими. Їх ККД коливається в діапазоні 14-17%. (рис.3.4.1.)

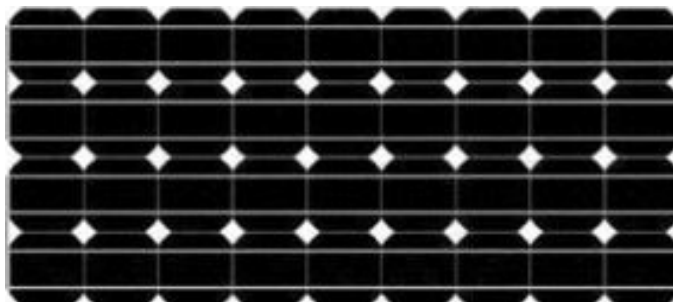


Рисунок 3.4.1. Монокристалічна сонячна панель [8]

Обсяг виходу струму і напруги сонячної батареї в більшій мірі залежить від рівня потрапляння прямих променів сонця. Від матеріалу сонячної батареї залежать такі фактори, як чутливість до можливих перепадів температур, та гнучкість.

Конструкції сонячних батарей з монокристалічного або полікристалічного кремнію стають особливо популярними. При тому, що полікристалічні виготовляють методом лиття і вони є дешевшими, що значно підвищує попит на них.

По кольору можна відрізнити, з якого матеріалу зроблено сонячну батарею. Монокристали чорні, а поверхня полікристалів має синюватий відтінок. Для нормального перетворення сонячної енергії в електричну в конструкції сонячної батареї потрібні позитивний і негативний заряди. Для створення електричного з'єднання, використовуються бор (для позитивного заряду) і миш'як (для негативного) [2].

3.5. Основні параметри сонячної батареї

Найбільш важливим параметром сонячної батареї, що робить вагомий вплив на економічність установки, є корисна потужність, що визначається напругою і вихідним струмом. Відповідно ці параметри залежать від інтенсивності сонячного світла, яке потрапляє на батарею [7].

Електрорушійна сила сонячних елементів не залежить від їх площі і при нагріванні батареї знижується, приблизно на 0,4% при збільшенні температури поверхні на 1⁰С. Вихідний струм залежить від інтенсивності поглинутого сонячного випромінювання та розміру СЕ. Чим яскравіше сонячне світло потрапляє на панель, тим генерується більший струм.

Потужність P_n , яка виділяється в навантаженні визначається формулою

$$P_n = U_n \cdot I, \quad (3.5.1)$$

де U_n напруга на затискачах батареї, I – згенерований струм.

Найбільша потужність виділяється при певному оптимальному опорі $R_{\text{опт}}$, який відповідає найбільшому коефіцієнту ККД. У кожного перетворювача є свій $R_{\text{опт}}$, який залежить від якості та розміру робочої поверхні і ступеня освітленості.

Сонячна батарея складається зі з'єднаних між собою сонячних елементів. Таке з'єднання може бути послідовним та паралельним. При послідовному з'єднанні вихідна напруга збільшується, а при паралельному – збільшується вихідний струм. Тому щоб збільшити в струм і напругу, виконують комбіноване з'єднання сонячних елементів. Більш того, при такій комбінації способів з'єднання, якщо одна з панелей вийшла з ладу, це не призведе до поломки всього ланцюга. Таким чином підвищується надійність роботи всієї батареї.

Тоді оскільки сонячна батарея складається з сонячних елементів, паралельно-послідовно з'єднаних, величина максимально можливого струму, є прямо пропорційною величині струмів паралельно включених, а ЕРС - послідовно включених СЕ. Комбінуючи типи з'єднання таким чином збирають батарею з необхідними параметрами [8].

Сонячні елементи батареї шунтуються діодами. Зазвичай їх 4 - по одному, на кожному $\frac{1}{4}$ частини батареї. Діоди оберігають від виходу з ладу частини батареї, які з якоїсь причини виявилися затемненими, тобто якщо в якийсь момент часу світло на них не потрапляє. Батарея при цьому тимчасово генерує на 25% меншу вихідну потужність, ніж при нормальному освітленні сонцем всієї поверхні батареї [8].

Важливим компонентом є діоди, так як при їх відсутності ці сонячні елементи будуть перегріватися, їх ефективність знижуватиметься і вони виходитимуть з ладу, так як під час затемнення вони перетворюються на споживачів струму, оскільки акумулятори розряджаються через сонячні елементи. При використанні діодів струм через них панелі не йде. Для зменшення падіння напруги, діоди повинні бути низькоомними, тому останнім часом використовують діоди Шоткі, які дають менші втрати електроенергії.

Одержувана електрична енергія накопичується в бортових акумуляторах, а тоді віддається в навантаження. Акумулятори служать джерелами струму. Заряд

відбувається тому випадку, коли до акумулятора прикладений потенціал, який є більшим його напруги. У зв'язку з цим, кількість послідовно та паралельно з'єднаних СЕ повинне бути таким, щоб робоча напруга трохи перевищувала напругу акумуляторів, а опір навантаження забезпечував необхідний зарядний струм.

3.6 Сонячні батареї та особливості їх виробництва для БПЛА

При виробництві сонячних батарей включається ряд операцій: пайка фотоелектричних перетворювачів, герметизація з'єднаних ФЕП, монтаж рамки та сполучної коробки, тестування. На рис. 2.7.1. наведено загальну блок-схему типового технологічного процесу виробництва СБ.

Як і будь-яке інше виробництво, виготовлення сонячних батарей починається з контролю та підготовки матеріалів і комплектуючих. Крім ФЕП використовуються скло, флюси, мідні шини, захисні плівки, дроти, захисні діоди, контактні роз'єми, комутаційні коробки, алюмінієві профілі та ін. Після цього відсортовані ФЕП надходять на збірку використовуючи обладнання, на якому відбувається припаювання до контактів СЕ мідних шинок, та послідовне з'єднання цих фотоперетворювачів в ланцюжки.

Далі здійснюється послідовно-паралельне з'єднання ланцюгів ФЕП в матрицю і формуються шари зі скла, плівки герметизуючого матеріалу (EVA), фотоелектричних перетворювачів, другого шару герметизуючого матеріалу і тильного захисту модуля (Tedlar). На даному етапі формується внутрішня електрична схема сонячного модуля і визначається значення його робочої напруги і робочого струму.

Після об'єднання всіх складових, отриманий сонячний модуль проходить тестування поступає на герметизацію при високій температурі та тиску, що називається ламінуванням, а отриманий в результаті продукт – ламінатом. Ламінування проводиться в спеціальній вакуумній печі при температурі 80 °C протягом 15 хвилин. Після даного етапу всі елементи будуть міцно з'єднані між собою. На кінцевих етапах по периметру сонячного модуля встановлюється рама і

монтується сполучна комутаційна коробка. Процес тестування готового модуля включає визначення електричних параметрів і вимірювання напруги на пробіях.

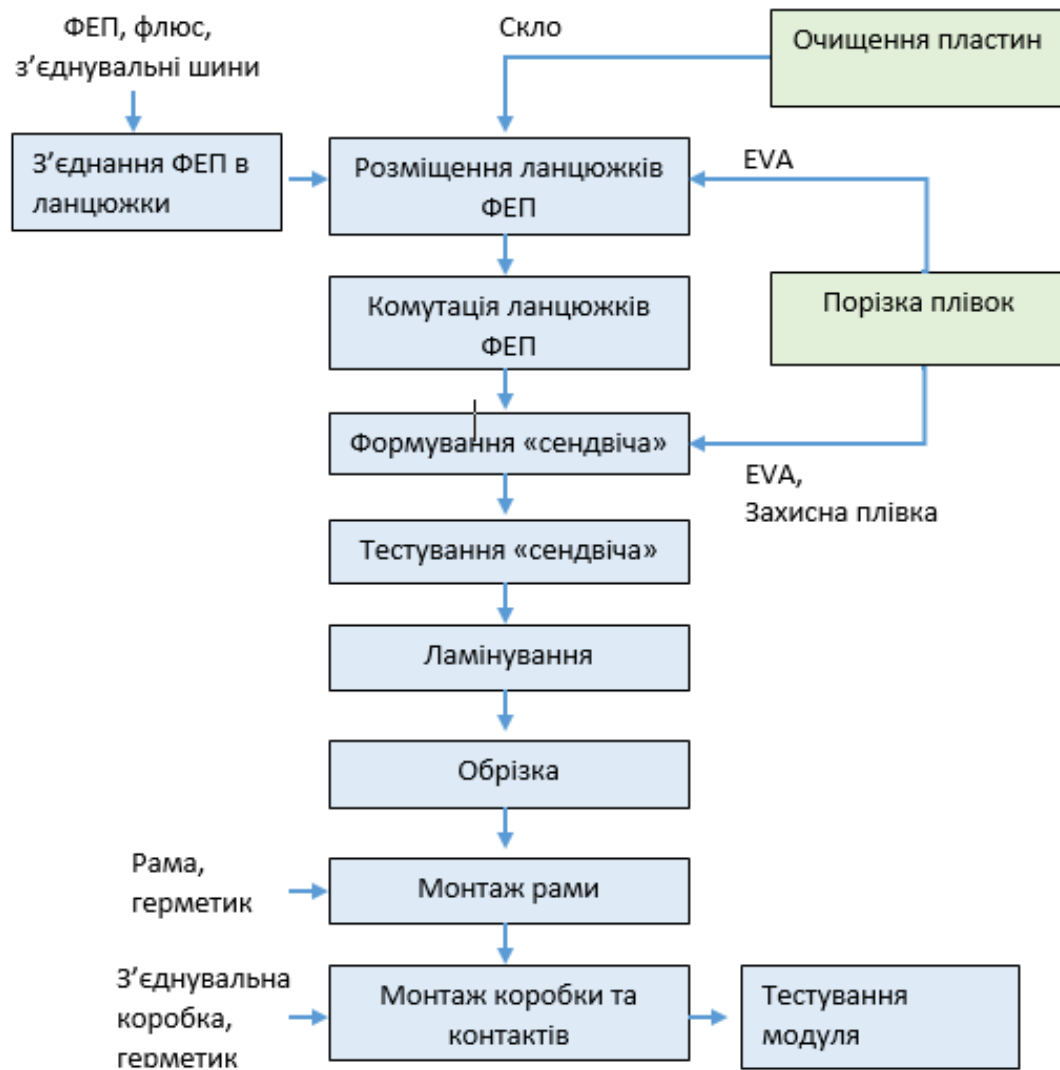


Рисунок 3.6.1. Блок-схема стандартного технологічного процесу виробництва

Після тестування готові модулі упорядковуються та упаковуються (рис.3.6.2) [9].

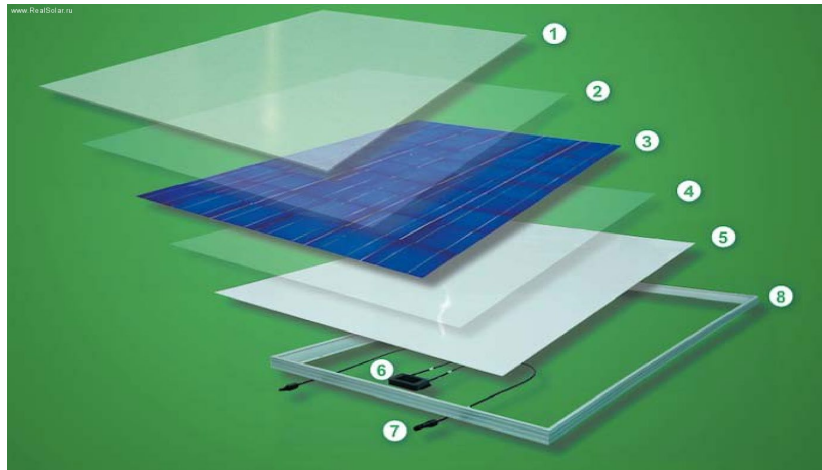


Рисунок 3.6.2. Складові сонячної батареї (1-загартоване скло; 2,4-плівка EVA; 3-сонячні елементи; 5-захисна плівка Tedlar; 6-клемна коробка; 7-сумісний MC4 коннектор; 8-легкий каркас) [7].

Серед складових сонячних батарей:

- загартоване скло (має високу міцність). При збільшенні механічної міцності термостійкість скла підвищується в 3-4 рази (з 40 до 180 °C).

- плівка EVA (етіленвінілацетатна плівка) виготовляється з смол етилену вінілацетату шляхом високотемпературного режиму. Завдяки такому ламінуванню скло, СЕ, і захисний шар Tedlar виявляються пов'язаними, забезпечуючи тим самим систему з чудовим захистом.

- сонячні елементи (монокремнієві або полікремнієві СЕ)

- захисна плівка Tedlar, яка використовується як підкладка для фотогальванічних пристроїв, вона міцна, стійка до негоди, ультрафіолету і вологостійкість. Більшість компаній у виробництві сонячних модулів використовують матеріал Tedlar;

- клемна коробка, в якій знаходяться виводи сонячного модуля;

- сумісний MC4 коннектор (вологозахисний герметичний роз'єм для комутації сонячних батарей) призначений для передачі великих струмів;

- легкий каркас, що забезпечує довгий захист модуля.

Сонячна батарея для БПЛА відрізняється від звичайної. Вона не має загартованого скла та рами. У цих компонентах немає необхідності, тому що це

приведе до додаткового навантаження для безпілота. Сонячна батарея повинна бути максимально легкою, і наскільки це можливо, гнучкою. Для БПЛА краще використовувати монокристалічні сонячні елементи. Мультикристалічні пластини є більш крихкими, бо напівпровідникові кристали в них різної структури, форми та орієнтації, а монокристалічні представлені у вигляді цільного кристала. Вони міцніші, тому більше підходять для покриття корпусу літака. На рис. 3.6.3. наведено конструкцію сонячної батареї для БПЛА.

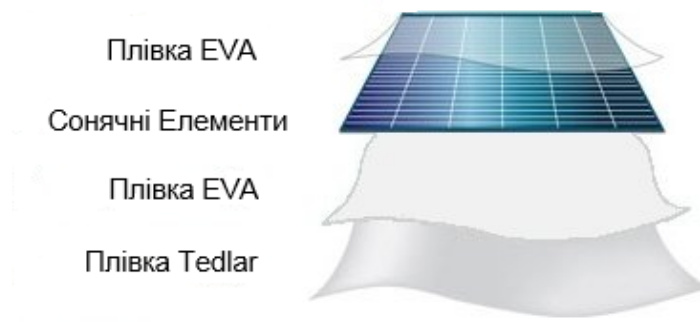


Рисунок 3.6.3. Складові сонячної батареї для БПЛА [8]

Також до сонячної батареї під'єднують захисні діоди, які необхідні для запобігання перегріву і поломки затінених елементів. Без цих діодів вся панель може вийти з ладу в наслідок вигорання хоча б одного елементу.

Висновки до розділу 3

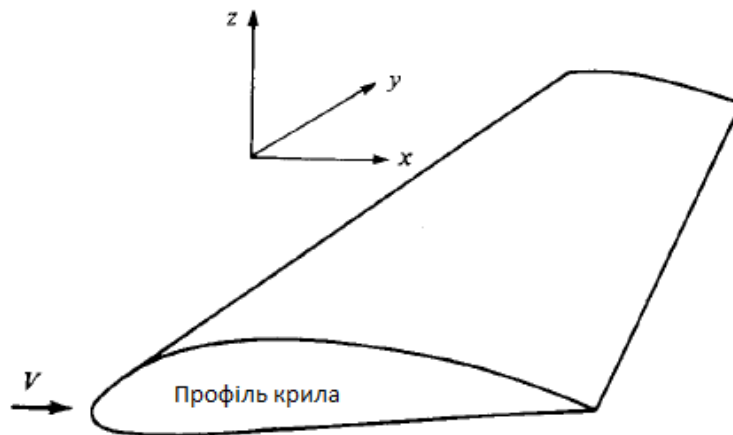
Фотоелектричний метод перетворення сонячної енергії сьогодні є найбільш перспективним серед всіх методів в альтернативній енергетиці. За останні 6 років швидкість росту фотоенергетики складають близько 35% в рік.

В розділі було розглянуто принцип роботи фотоелектричного перетворювача, його основні параметри, технологію виготовлення ФЕП на основі кремнію, основні види сонячних батарей, їх основні параметри, технічні операції для виготовлення сонячних батарей для БПЛА.

4 РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ ДЛЯ БПЛА

4.1 Моделювання профіля крила БПЛА

У аеродинаміці профіль – форма поперечного перерізу крила або іншої



гідроаеродинамічної конструкції.

Рисунок 4.1.1 Профіль крила літака

Тіло з формою профілю крила, рухаючись в потоці повітря, створює підйомну силу, перпендикулярну напрямку самому потоку. При дозвукових швидкостях тіло має характерну форму із закругленою передньою і гострою задньою краями, часто з асиметричною кривизною.

Геометричні параметри профілю крила, які визначають аеродинамічні властивості (рис 4.1.2).:

- довжина хорди;
- найбільша товщина профілю;
- максимальна кривизна профілю.

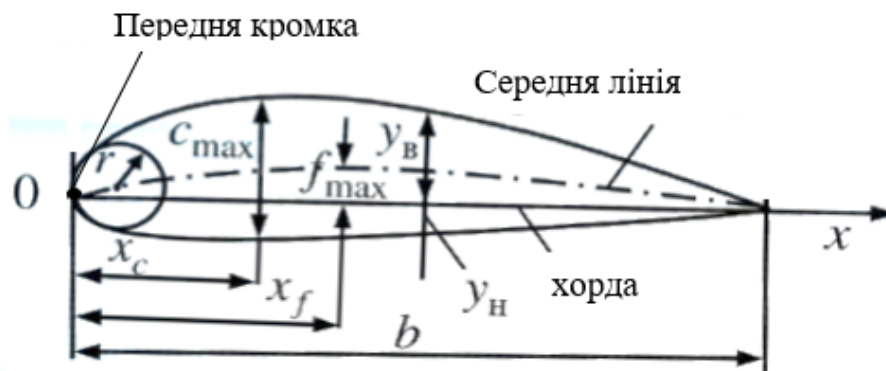


Рисунок 4.1.2. Геометричні параметри профілю (де f_{max} – максимальна кривизна)

Хорда – це максимальна відстань між двома найбільш крайніми точками профілю. Найбільша висота профілю – його товщина, а її відстань від краю передньої кромки називається координатою максимальної товщини. Лінія, що складається з усіх рівновіддалених точок від обох площин профілю, називається середньою лінією профілю, максимальна відстань від хорди до цієї лінії називається максимальною кривизною. Всі величини вимірюються відносно довжини хорди.

Геометричні дані крила БПЛА наведені в табл. 4.1.1.

Таблиця 4.1.1. Параметри профіля крила БПЛА

Параметр	Довжина хорди профілю, b	Найбільша товщина профілю, d	Координата максимальної кривизни, L	Максимальна кривизна профілю, f_{max}
Абсолютне значення, мм	360	36	90	10
Відносне значення	1	0,1	0,25	0,024

Національним консультативним комітетом по повітроплаванню США (англ. National Advisory Committee for Aeronautics, скор. NASA) було розроблено та стандартизовано моделі профілів крил ЛА на основі їх розмірів та аеродинамічних параметрів. Найбільш поширеною є 4-розрядна номенклатура, яка складається з префіксу NASA, що слугує свідченням про те, що дана специфікація розроблена даним комітетом, та чотирьох цифрового числа:

- 1 розряд – відносна максимальна кривизна профілю f в процентах (0 – 9.5%);
- 2 розряд – відносне положення точки максимальної кривизни в десятках процентів (0 – 90%);
- 3 та 4 розряди – максимальна відносна товщина профілю у відсотках (1 – 40%).

Відповідно до параметрів літака, за номенклатурою NASA БПЛА має профіль крила зі специфікацією NASA 2210 (рис. 4.1.3).[6]

NACA 4 digit airfoil generator (NACA 2210 AIRFOIL)

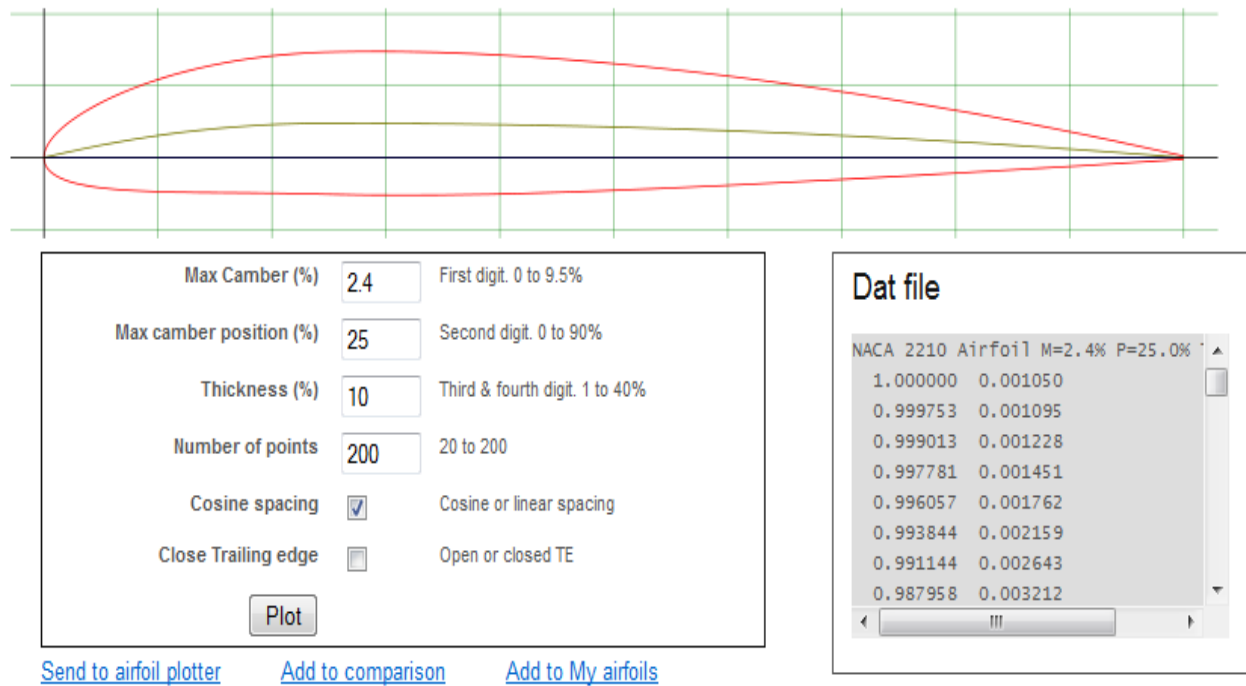


Рисунок 4.1.3. Згенерований профіль крила на сайті NASA

Для того, щоб побудувати математичну модель профіля крила для початку потрібно знайти рівняння для середньої лінії профіля. Згідно 4-розрядної номенклатури NASA, рівняння даної лінії має вигляд:

$$y_c = \begin{cases} \frac{M}{p^2} \cdot (2px - x^2), & 0 \leq x < p \\ \frac{M}{(1-p)^2} \cdot (1 - 2p + 2px - x^2), & p \leq x \leq c \end{cases}, \quad (4.1.1)$$

де M - відносна максимальна кривизна профілю F ; p - відносне положення точки максимальної кривизни профілю; x , y_c - координати середньої лінії профіля (x змінюється в межах від 0 до 1, оскільки всі координати відносно хорди профіля) [6].

Після того, як було знайдено координати середньої лінії, необхідно розрахувати розподіл товщини профілю по його довжині. Рівняння, для знаходження даної залежності має вигляд:

$$y_t = \frac{T}{0.2} (a_0 x^{0.5} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4), \quad (4.1.2)$$

де T – максимальна відносна товщина профілю, $a_0 \dots a_4$ – константи математичної моделі ($a_0 = 0.2969$; $a_1 = -0.126$; $a_2 = -0.3516$; $a_3 = 0.2843$; $a_4 = -0.1036$), y_t – товщина профіля [6].

Підставивши необхідні параметри профіля з табл. 2.1 та провівши моделювання в програмі Matlab, отримаємо профіль крила БПЛА на рис.4.1.4:

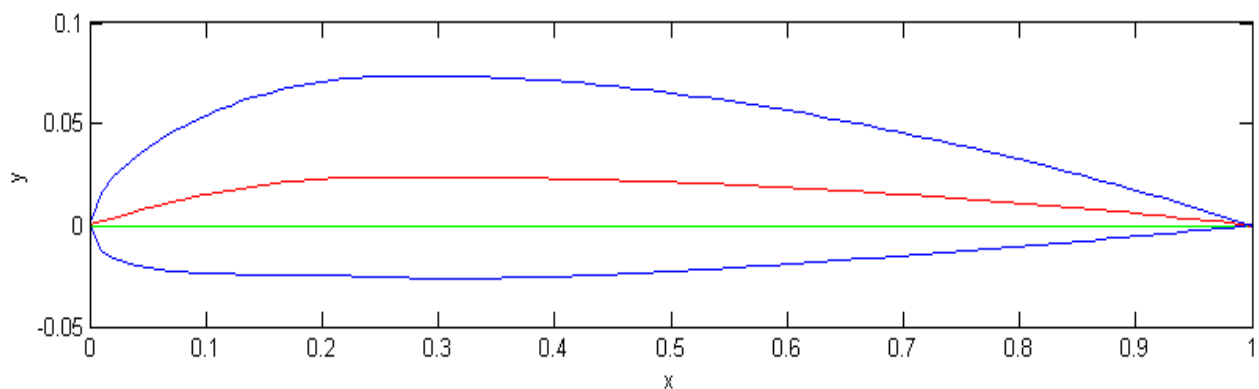


Рисунок 4.1.4. Профіль крила, промодульований в MatLab

За даною моделлю, можна знайти вираз для кривизни профілю крила. Кривизна кривої в декартових координатах, як відомо з курсу аналітичної геометрії, визначається наступним чином:

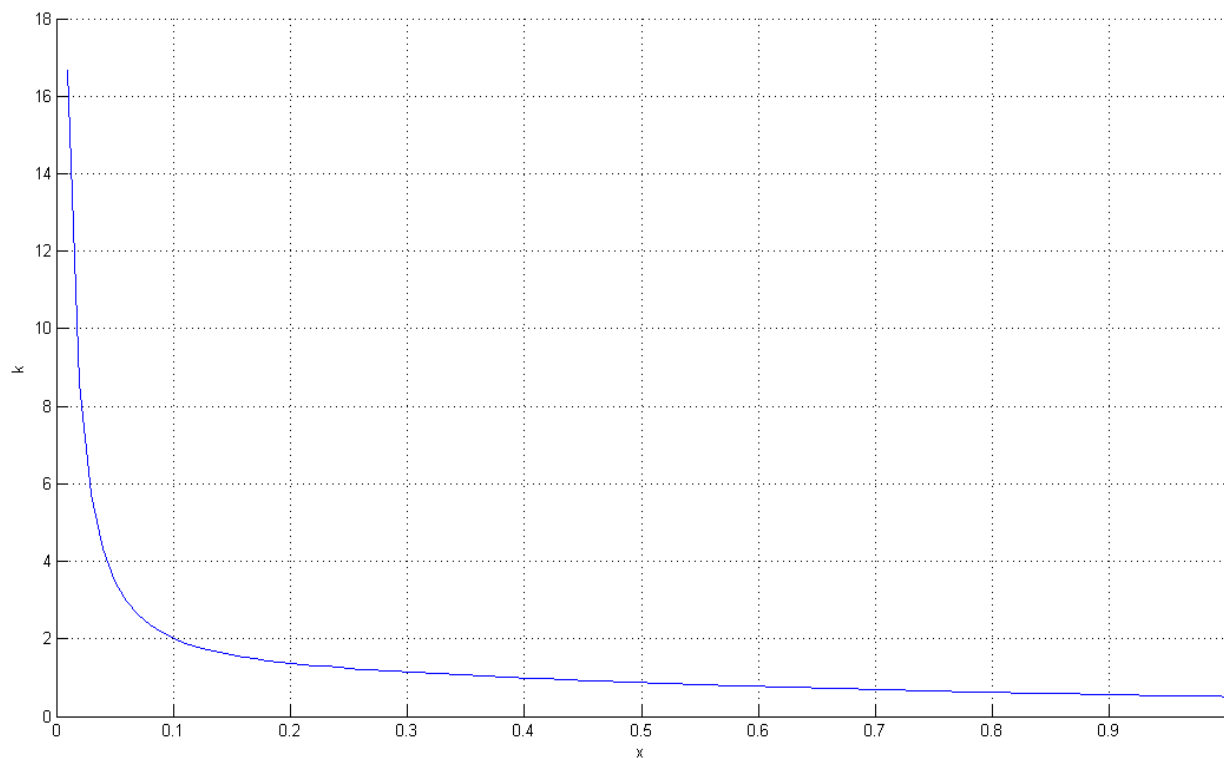
$$\kappa(x) = \frac{|y''|}{\left(\sqrt{1 + y'^2}\right)^3}, \quad (4.1.3)$$

де $y = f(x)$ – рівняння кривої в декартових координатах. Відповідно радіус кривизни визначається за наступним виразом:

$$R(x) = \frac{1}{\kappa(x)}, \quad (4.1.4)$$

де $\kappa(x)$ – кривизна [6].

Підставивши отримані формули (4.1.1-4.1.4) в рівняння, яке описує профіль крила, та провівши моделювання в MatLab, отримуємо залежність (рис. 4.1.5 та 4.1.6) кривизни та радіуса цієї кривизни r від відносної координати профілю



крила.

Рисунок 4.1.5 Залежність кривизни профілю від відносної координати

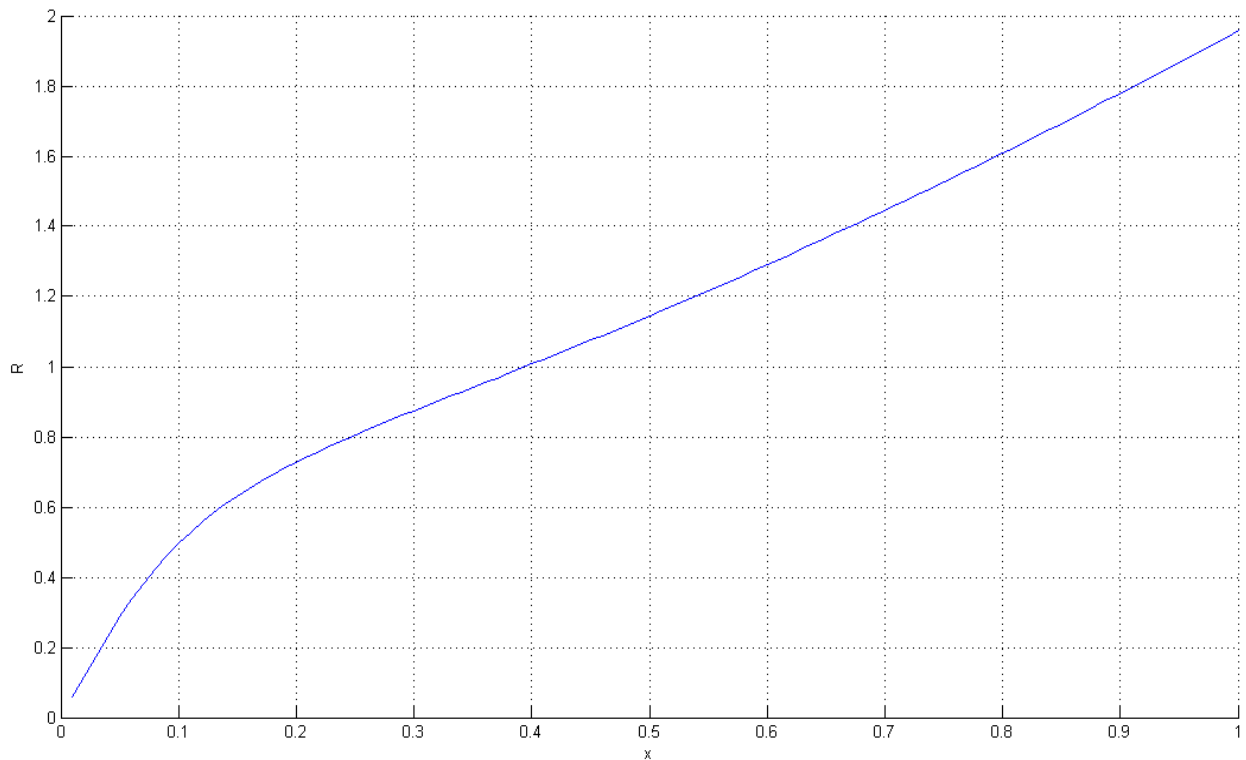


Рисунок 4.1.6. Залежність радіуса кривизни від відносної координати

Дослідження зразків проводилося в 3-х точках на профілі з різною кривизною (рис. 4.1.7): точка №1 – на 190 мм від передньої кромки (відносна координата $x = 0,528$); точка №2 – на 170 мм від передньої кромки ($x = 0,472$); точка №2 – на 150 мм від передньої кромки ($x = 0,417$).

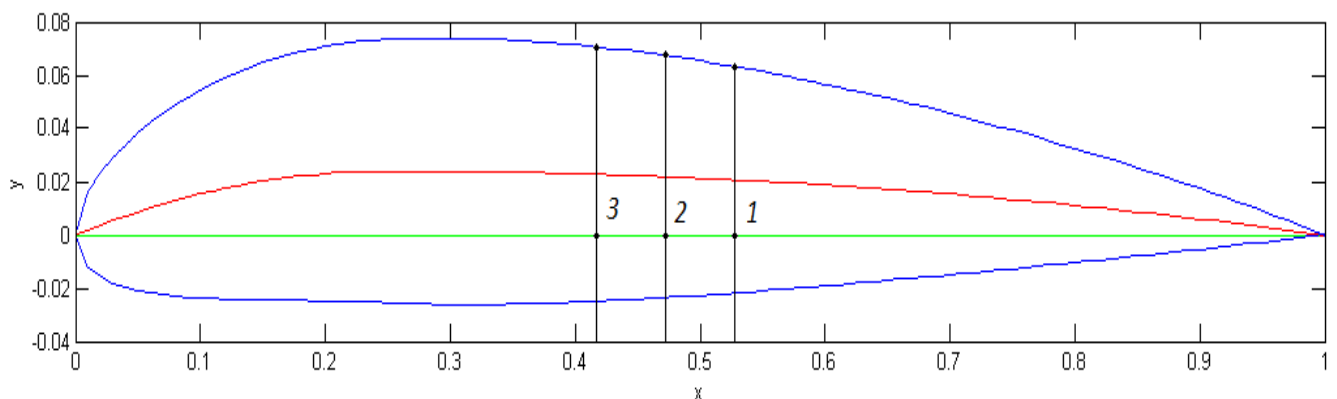


Рисунок 4.1.7. Положення обраних точок на профілі крила

Користуючись виразом (4.1.4) для радіуса кривизни, знайдемо його для вибраних точок:

$$R_1 = 1,19 \cdot 360 \text{ мм} = 428 \text{ мм};$$

$$R_2 = 1,11 \cdot 360 \text{ мм} = 398 \text{ мм};$$

$$R_3 = 1,03 \cdot 360 \text{ мм} = 370 \text{ мм};$$

4.2 Розміщення панелей на корпусі літака

Розміщення на поверхні крила та фюзеляжу сонячних елементів впливає на аеродинамічні та на характеристики апарату в цілому. Відповідно до параметрів та вибраного профілю крила NASA 2210 можна розглянути 2 варіанти покриття сонячними елементами. Можна встановити одну панель розміром 156×156 мм (рис.4.2.1).

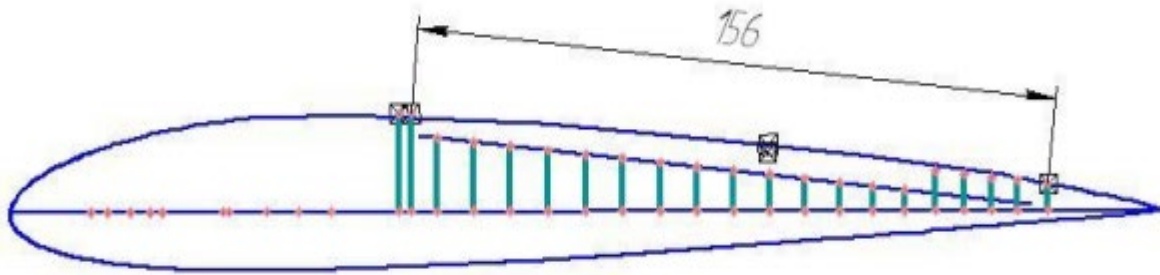


Рисунок 4.2.1. Профіль NASA модифікований під встановлення панелі
156*156 мм

Інший варіант – розміщення збірної сонячної панелі, що є ефективніше, але затратніше з точки зору складності процесу та економічності (рис. 4.2.2). Для цього варіанту можна розмістити звичайну панель на поверхні крила та відрізи СЕ різної довжини на звужених частинах. Розміщення таких додаткових частинок стандартного СЕ дозволить збільшити кількість поглинутої енергії та більш раціонально використовувати площу крила.

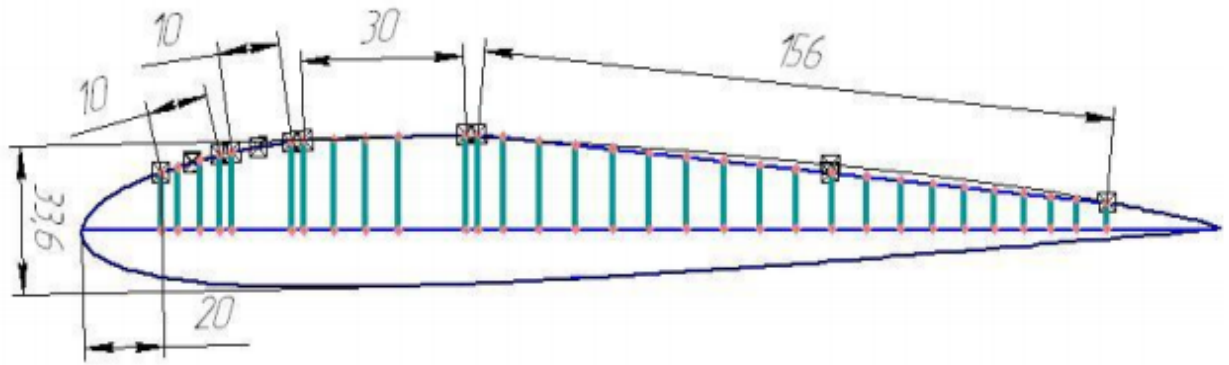


Рисунок 4.2.2. Профіль NACA модифікований під встановлення панелі 156×156 мм та додаткових панелей 2шт. 10×156 мм, 30×156 мм

На рисунку 4.2.3 показано схему з'єднання сонячних елементів на крилах літака.

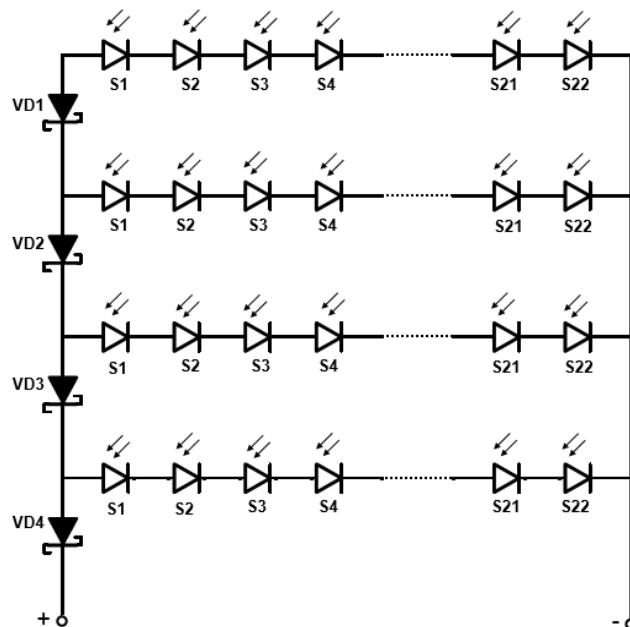


Рисунок 4.2.3 Схема з'єднання сонячних елементів на крилах літака [7]

Схема складається з 22 сонячних панелей, що з'єднуються послідовно. Оскільки дані панелі збірного формату, то вони складаються з чотирьох паралельно з'єднаних СЕ. Вверху схеми розташовано 22 великих (156*156 мм) сонячних елемента, до них паралельно під'єднані 22 малих (30*156 мм), ще паралельно 22 СЕ розміром 10*156 мм і ще так само паралельно 22 СЕ розміром 10*156 мм. Отже в загальному маємо схему, яка складається з 88 послідовно-паралельних СЕ. На плюсовому виводі до кожної гілки під'єднані захисні діоди.

Розмір крил літака – 2,5 метра, та ширина фюзеляжу – 0,1 м, розрахуємо кількість СЕ для одного крила:

$$N = (156 + 30 + 10 \cdot 2) \div \left(\frac{2,5 - 0,1}{2} \right) = 17$$

Премноживши отриману кількість СЕ на напругу розімкненого кола: $U_{p.k.} \approx 0,6V$ отримаємо загальну напругу для одного крила:

$$U_{заг1} = N \cdot U_{p.k.} \quad (4.2.1)$$

$$U_{заг1} = 17 \times 0,6 = 10,3 V$$

Оскільки потужність двигуна 24В, і враховуючи запас енергії 20-25%, необхідно проектувати 2 крила розміром 1,2 м та 2 крила по 0,6 м, тоді вихідна напруга рівна:

$$U_{заг} = 10,3 \times 2 + 10,3 = 30,9 V$$

4.3 Вплив деформації на ФЕП

Деформація – зміна розмірів і форми тіла під дією зовнішніх сил або інших факторів (температури, електричних чи магнітних полів).

При деформації точки з радіус-вектором \mathbf{r} твердого тіла здійснюють переміщення і мають нове положення \mathbf{r}' , а саме переміщення: $\mathbf{u} = \mathbf{r}' - \mathbf{r}$. Деформацію математично описують як зміну положення однієї точки відносно іншої, тобто як похідну від переміщення, що називається тензором деформації. Після зняття навантаження розрізняють (рис. 4.3.1) пружну (тіло повернулося до свого попереднього стану) та залишкову (тіло не відновлюється) деформації.

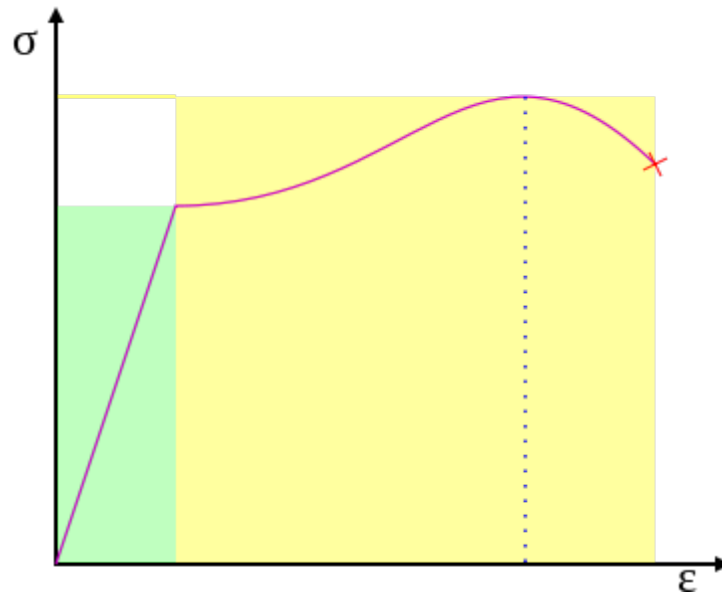


Рисунок 4.3.1. Залежність між напруженістю σ та деформацією ε будь-якого матеріалу. Перший прямокутник – пружна деформація, більший – залишкова [8]

4.3.1 Деформація в напівпровідниках

Пружна деформація у кристалах проявляється при зміні відстаней між вузлами і зсуві кристалічної решітки без зміни розташування атомів; при тому, що початкова конфігурація відновлюється після зняття навантаження.

В кристалах (рис.4.3.1.1) є три головних напрямки прикладення напрямків діючої сили: $[100]$, $[110]$ та $[111]$. При деформації в кристалі симетрія знижується, а кристалографічні осі зміщуються. Це сильно впливає на параметри матеріалу.

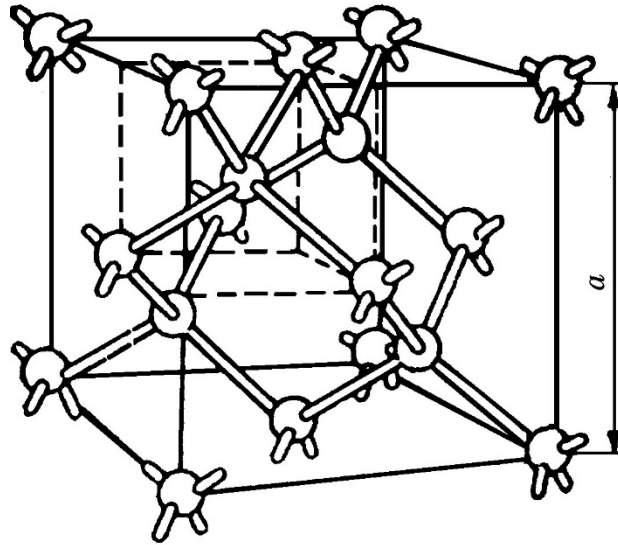


Рисунок 4.3.1.1. Кристалічна решітка кремнію [9]

Деформація призводить до зміщення енергетичних рівнів матеріалу, перерозподілу носіїв струму між цими рівнями та до зміни електричних характеристик матеріалу, змін в розподілі вільних носіїв заряду, в електрофізичних параметрах напівпровідника [9].

Важливою характеристикою є ширина забороненої зони E_g , яка також змінюється під дією деформації. Це призводить до перерозподілу носіїв струму. Зміщення домішкових рівнів під дією деформації призводить до впливу тиску на процеси генерації-рекомбінації носіїв струму в напівпровідниках, що буде впливати на час життя носіїв.

4.3.2 Вплив деформації на час життя носіїв

Час життя носіїв заряду τ – це властивістю об'ємного напівпровідникового матеріалу, що показує середній час існування надлишкових носіїв до досягнення рівноваги. Чим більш ідеальна кристалічна решітка напівпровідника, тим більшим буде час життя, різні порушення структури, недоліки в матеріалі чи мікротріщини зменшують час життя носіїв [11].

За допомогою приладу Semilab Lifetimer можна провести визначення розподілу часу життя по напівпровідниковій пластині. В основі його роботи лежить метод μ -PCD (мікрохвильове виявлення фотопровідного розпаду). Даний

метод полягає у високо-інтенсивній інжекції, що проводиться за допомогою короткого світлового імпульсу (20 нс.) Час життя неосновних носіїв можна визначити через зміну параметрів відбитої хвилі від поверхні пластини.

Вимірювання часу життя проводилося на 3 пластинах КДБ до та після деформації, їх розміри 125×125мм, що використовуються для промислового виробництва ФЕП (табл. 4.3.2.1). Діаграми розподілу по пластині часу життя зображені на рис. 4.3.2.1 – 4.3.2.3.

Таблиця 4.3.2.1. Результати дослідження по часу життя

№ зразка	Деформація	Мінімальний час життя, мкс			Максимальний час життя, мкс		
		до деформації	після деформації	зміна	до деформації	після деформації	зміна
1	Контрол. зразок	2,1	2,1	0	4,3	4	-0,3
3	точка №1	2,1	1,6	-0,5	4,6	4,1	-0,5
4	точка №2	1,6	1,2	-0,4	3,1	2,4	-0,7

При порівнянні розподілу часу життя до та після деформації можна висновок, що чим вищий рівень деформації, тим значніші зміни спостерігаються. Особливо помітними ці зміни є в точці 2 та 3, у місці найбільшої кривизни профілю крила.

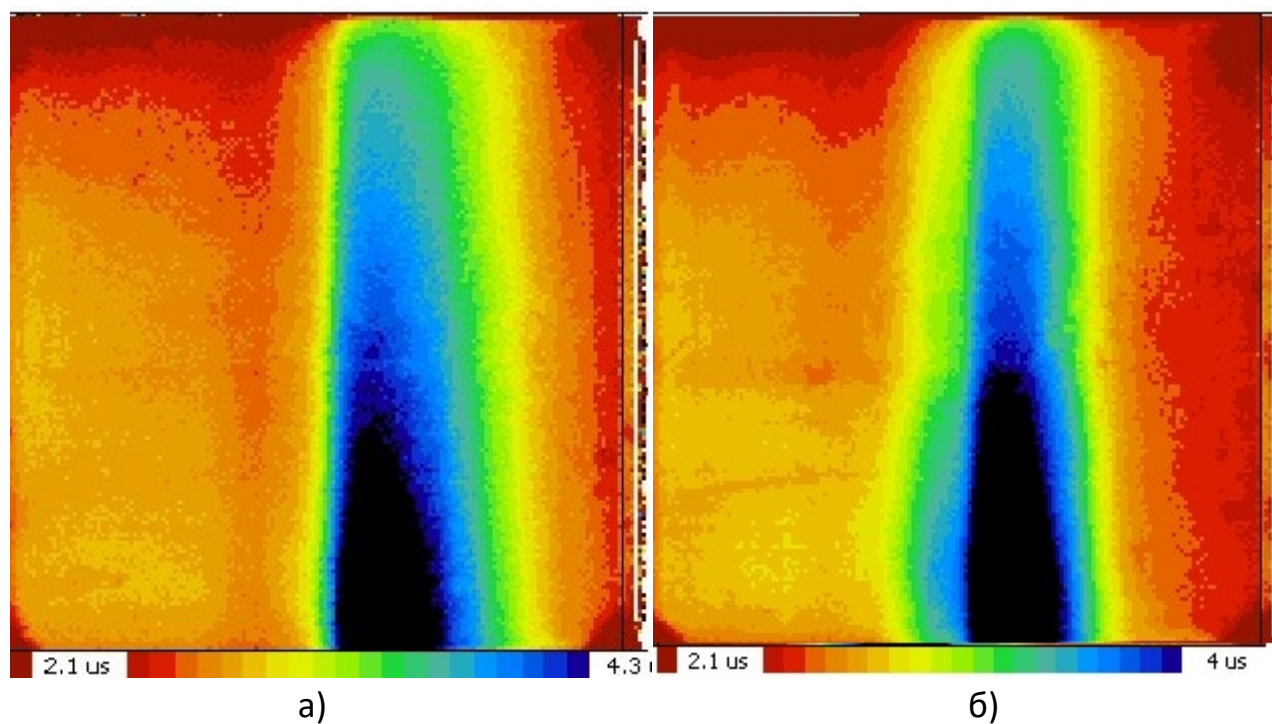


Рисунок 4.3.2.1. Розподіл часу життя по поверхні пластини зразка 1
а) до деформації та б) після деформації

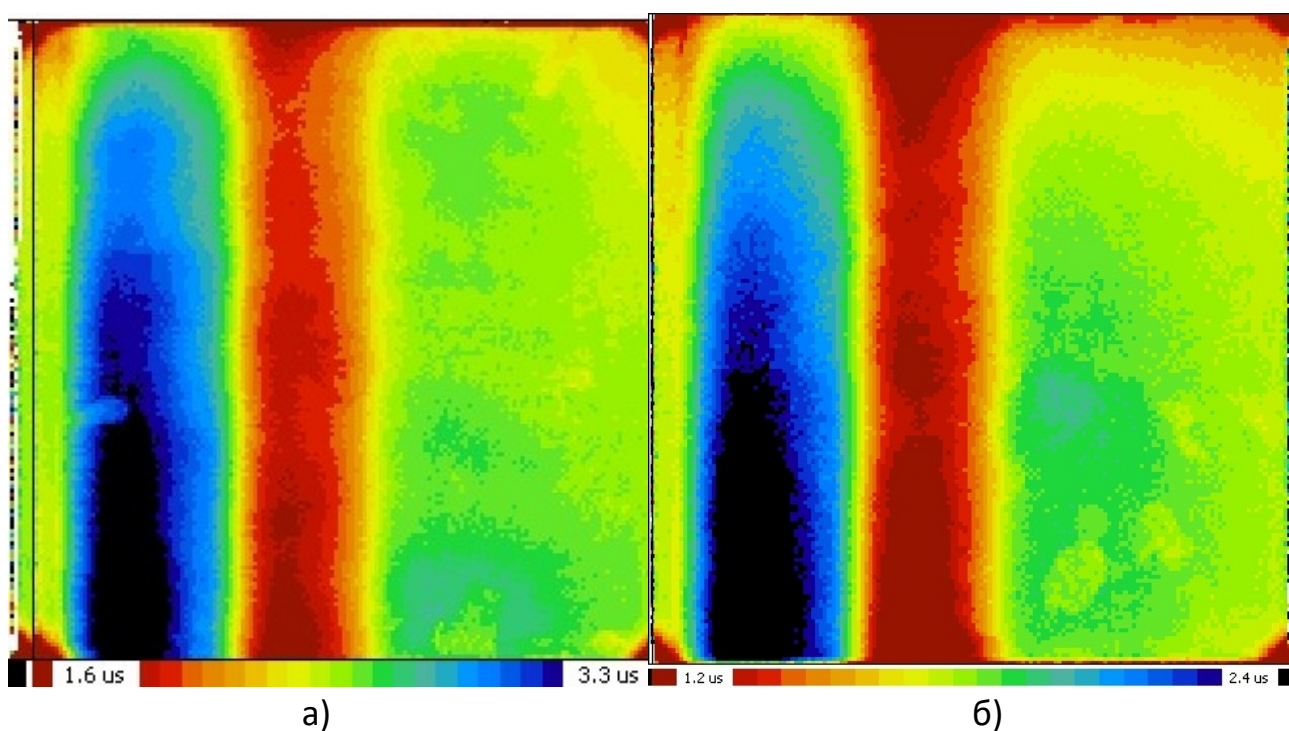


Рисунок 4.3.2.2. Розподіл часу життя по поверхні пластини зразка 2
а) до деформації та б) після деформації

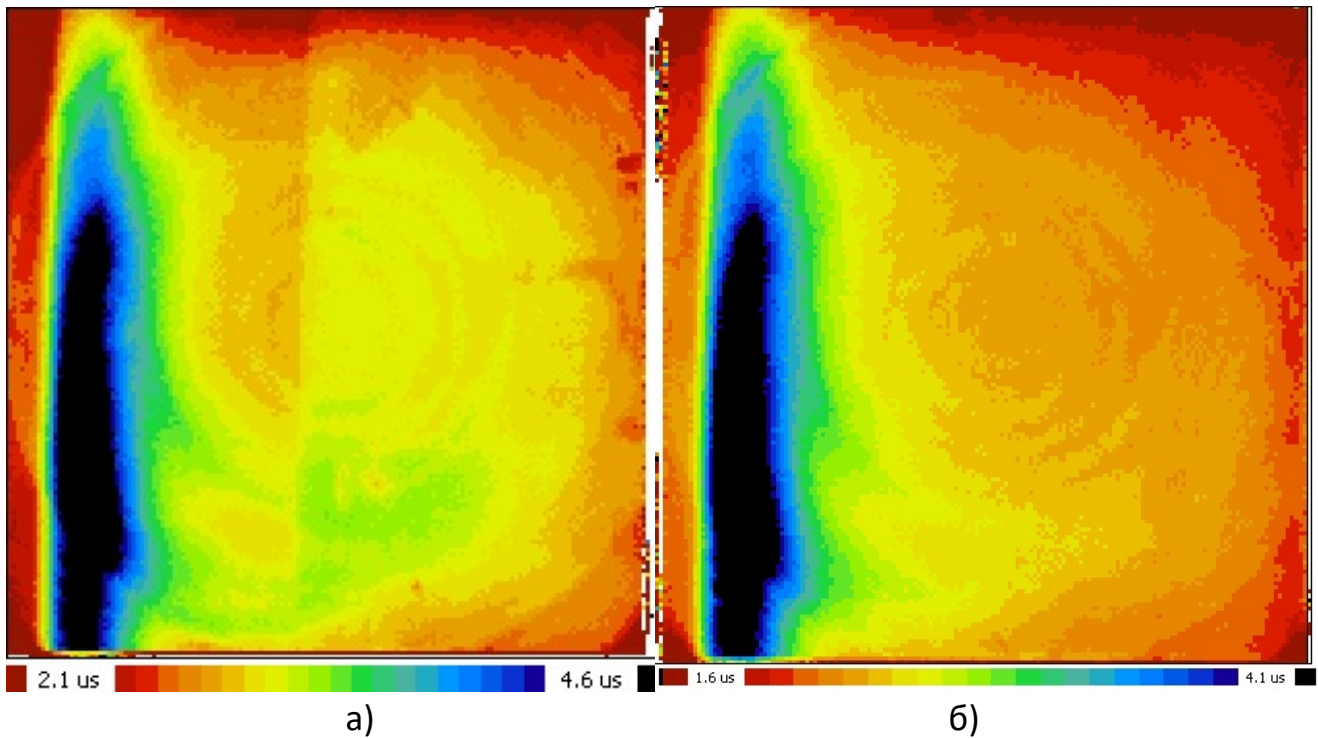
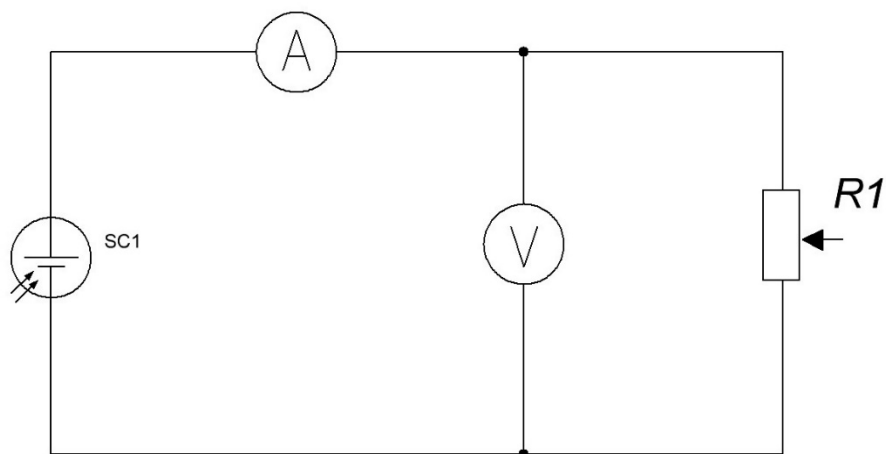


Рисунок 4.3.2.3. Розподіл часу життя по поверхні пластини зразка 3
а) до деформації та б) після деформації

4.3.3 Дослідження впливу деформації на ВАХ ФЕП

Вимірювання ФАХ фотоелектричного перетворювача здійснювалося при умовах АМ1 (коли ФЕП розміщуються перпендикулярно потоку випромінювання від лампи зв схожим до сонячного спектром) по схемі, що зображена на рис.



4.3.3.1.

Рисунок 4.3.3.1. Електрична схема вимірювання ВАХ ФЕП

В якості досліджуваних зразків для ВАХ використовувалися 3 ФЕП – з монокристалічного (зразки №1) та мультикристалічного (зразки №2 та №3) кремнію. Дослідження проводилися без деформації та в трьох точках з відомими радіусами кривизни крила, які були описані раніше. Отримані результати представлені на рис. 4.3.3.2-4.3.3.4.

При проведенні досліджень зразки №2 та 3 не витримали навантажень та зламалися, відповідно для цих двох зразків в точці №3 вольт-амперні характеристики виміряні не були.

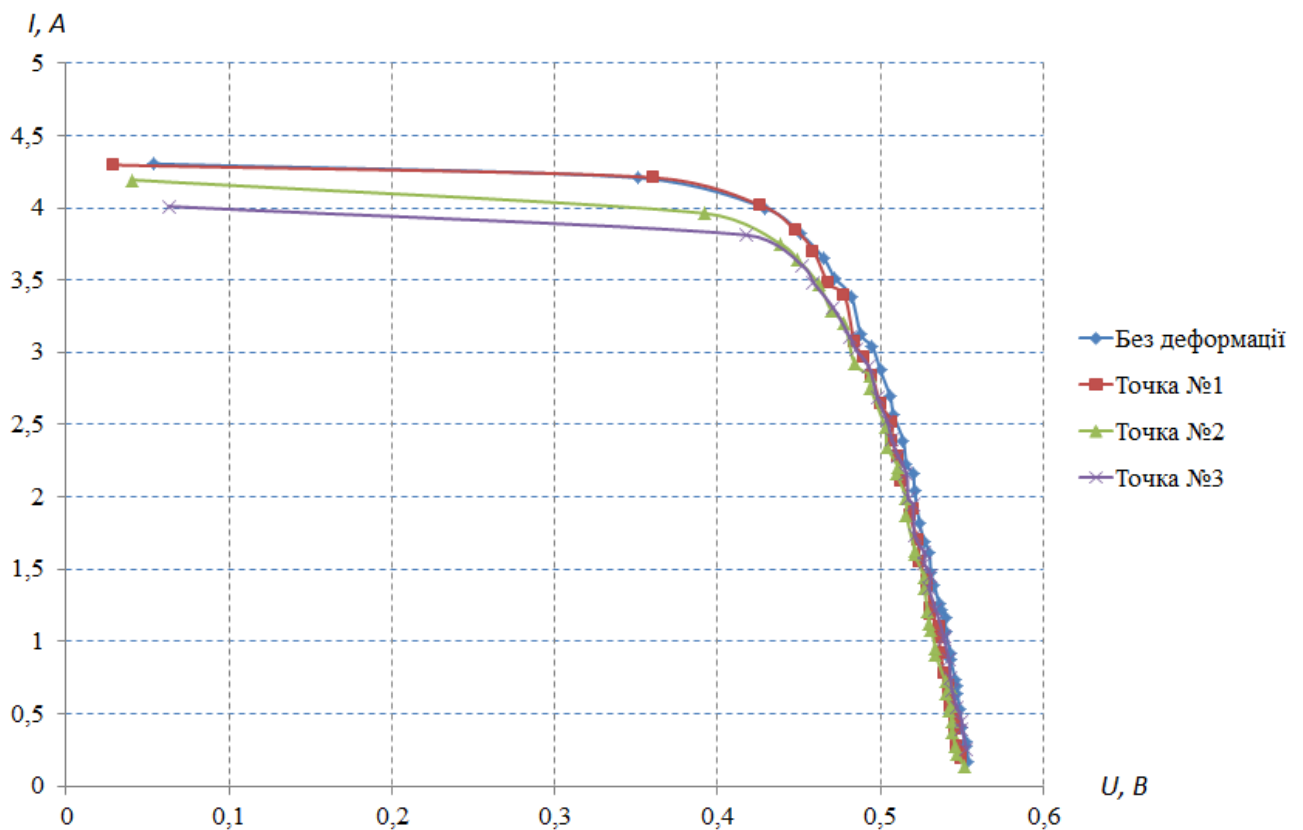


Рисунок 4.3.3.2. Вольт-амперна характеристика зразка №1

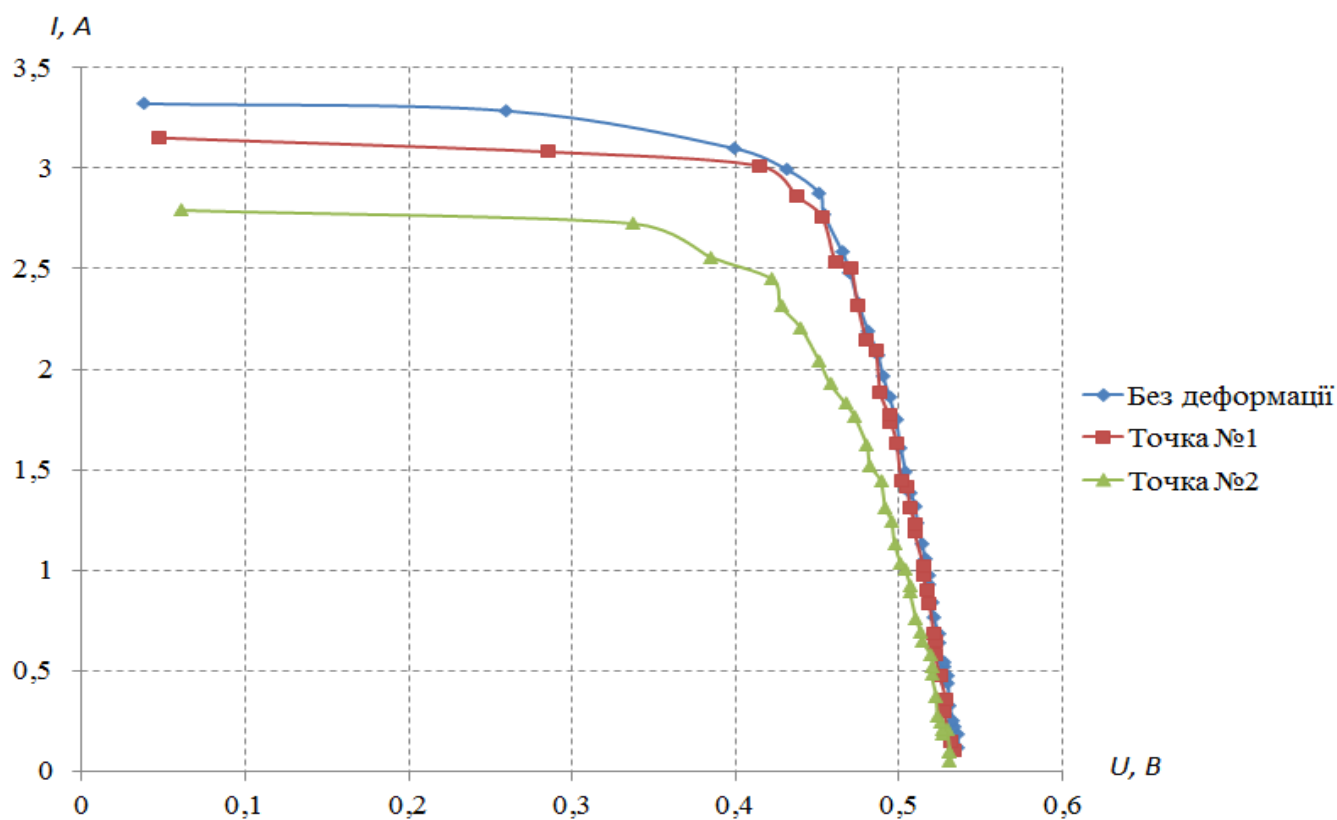


Рисунок 4.3.3.3. Вольт-амперна характеристика зразка №2

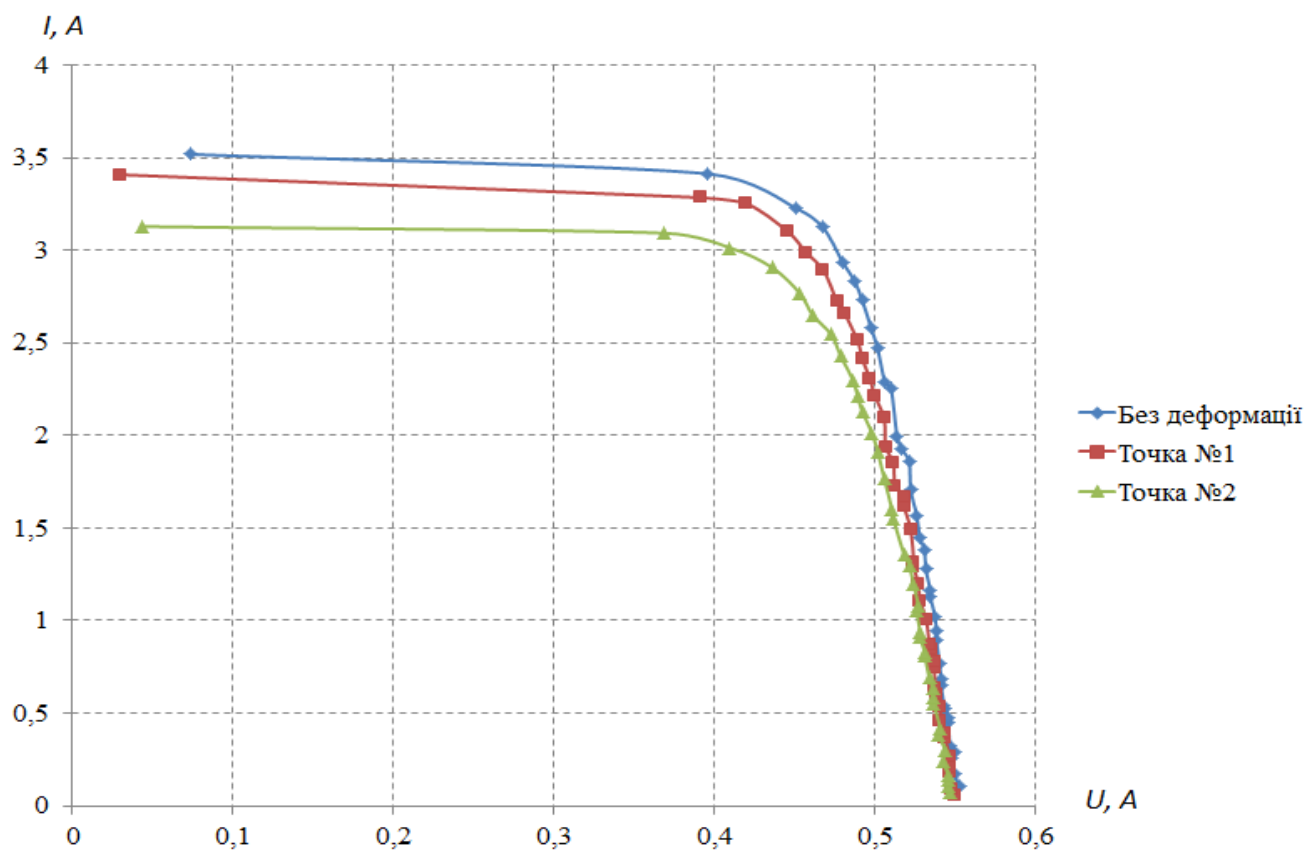


Рисунок 4.3.3.4. Вольт-амперна характеристика зразка №3

4.4 Покриття фюзеляжу сонячними елементами та набування досвіду за кордоном

Під час проходження наукового стажування в Саудівській Аравії у лютому-березні 2019 року було розроблено маленький прототип літака, покритого сонячними панелями. Група студентів працювала над проектом від Американських служб, що і було частиною мого стажування. Суть проекту полягає в тому, що потрібно найвигідніше покрити одномісний літак звичайними кремнієвими сонячними елементами, які можна виготовити без включення складного процесу виробництва, не є гнучкими і ККД яких перебуває в межах 20%. Даний літак планується використовувати у розвідці. Зліт, приземлення і маневри будуть виконані за рахунок енергії двигунів, а при досягненні висоти приблизно 10 км енергія повинна надходити від сонця. Так як на цій висоті складні кліматичні умови (температура близько -50° , але є постійне надходження сонячної енергії), даний літальний апарат не призначений для довготривалих польотів (рис.4.4.3-4.4.4).

Для літака даної форми найвигіднішим було покриття фюзеляжу панеллю, що складається з шестикутників, так як вона є найгнучкішою, простою у виготовлення і може покрити закругленості без значних втрат площі. Крила та хвостову частину покривали звичайними панелями квадратної та прямокутної форми. Нижче наведені фото, які вдалося зробити під час реалізації даного проекту (рис. 4.4.1- 4.4.2).



Рисунок 4.1-4.4.2 розроблені студентами гнучкі дешеві сонячні панелі для прототипу літака

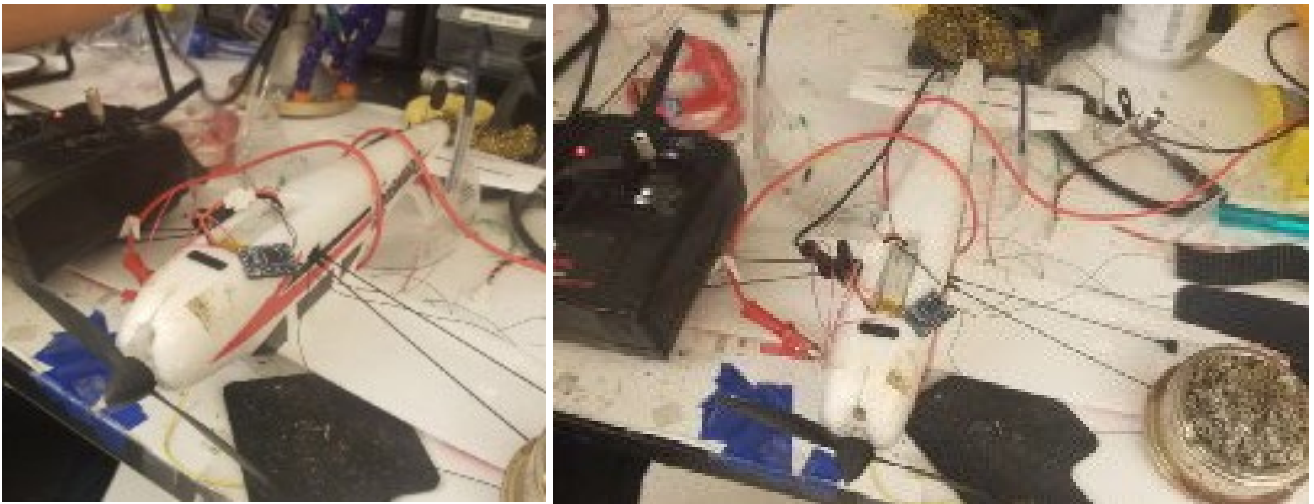


Рисунок 4.4.3-4.4.4 Перший мініатюрний прототип літака. Робоча обстановка

Під час даного стажування була можливість ознайомитися з процесом виробництва СЕ даного типу, працювати у найкращих лабораторіях з найкращим обладнанням Національного Технічного Університету ім. Короля Абдалли під керівництвом професорів з різних куточків планети. Отриманий досвід застосовується в роботі з розглянутим ЛА.

Висновки до розділу 4

В даному розділі було розглянуто основні види деформації в напівпровідниковому матеріалі та їх вплив на основні параметри матеріалів. Очевидно, що при наявності деформації, відбувається погіршення характеристик матеріалу, що пов'язане зі зміною зонної структури та зміщенням її характерних точок. Було проведено аналіз вимірювання деформації для 3х зразків та забражена їх вольт-амперні характеристики у 3-х точках кривизни профілю крила.

Було також вибрано варіант розміщення СЕ тільки на крилі літака (зі збірною панеллю). Такий варіант розміщення СЕ в конструкції крила є кращим, бо таким чином, перш за все, можна зменшити вагу літака. Проте в цьому випадку СЕ буде піддаватися сильній деформації, що погано впливатиме на характеристики. Треба врахувати дуже багато факторів, щоб досягти вдалого розміщення СЕ в конструкції. Тому встановлення СЕ на поверхні крил з цієї точки зору буде простіше.

ВИСНОВКИ З ВИКОНАНОЇ РОБОТИ

В даній роботі проведено аналіз конструкції та особливостей роботи сонячних батарей для безпілотних літальних апаратів. Досліджено вплив деформації на параметри кремнієвих фотоелектричних перетворювачів для як найвигіднішого покриття корпусу літака для отримання максимального коефіцієнту корисної дії. Здійснено аналіз різних варіантів розміщення панелей на крилах літака.

Розрахована та спроектована батарея дозволяє отримати такі параметри: загальна напруга сонячних елементів – 30,9 В, струм – 5А, коефіцієнт корисної дії – 18,96%, максимальна потужність – 150 Вт, що повністю задовільняють вимогам для безпілотних літальних апаратів.

Досліджено вплив механічної деформації на параметри ФЕП. Детально досліджувався час життя неосновних носіїв заряду в залежності від механічного напруження пластини. Показано, що механічна деформація для ФЕП має допустиму межу.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Збруцький О.В. д.т.н., проф., Сухов В. В. д.т.н., проф., Іщук А.В. к.т.н., доц., Козей Я. С. асп. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергетиці. – НТУУ “Київський політехнічний інститут імені І.Сікорського”, – К.
2. Борисов О.В. Основи твердотільної електроніки: посібник. – К.: Освіта України, 2011. – 462 с.
3. Струк Х.М. Визначення економічної ефективності використання сонячної енергії в різних регіонах України: магістерська робота – Тернопільський національний економічний університет, 2017. – 108 с. [електронний ресурс]. Режим доступу: <http://dspace.tneu.edu.ua/bitstream/316497/17280/1/Cmpрук.pdf>
4. Solar Energy and Battery Development for Unmanned Aerial Vehicles: Leading to Increased Proliferation?: Salus Journal, № 2, 2018. [електронний ресурс]. Режим доступу: http://www.salusjournal.com/wp-content/uploads/sites/29/2018/09/Westbrook_Salus_Journal_Volume_6_Number_2_2018_pp_59-77.pdf
5. Дуфанець І.Б., Зеленюх О.М., Пинчук М.В., Голубовська О.М. Проблеми забезпечення сучасними навчально-тренувальними засобами підготовки екіпажів бойових машин: Збірник тез-доповідей Міжнародної науково-технічної конференції: Перспективи розвитку озброєння та військової техніки сухопутних військ. – Львів, 2018.
6. Національний консультативний комітет з повітроплавання [електронний ресурс]. Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Національний_консультативний_комітет_з_повітроплавання
7. Переваги й недоліки сонячної енергетики [електронний ресурс]. Режим доступу: <https://ukrenerho.com/perevagi-i-nedoliki-sonyachnoyi-energetiki/>
8. Як влаштовані і працюють сонячні батареї [електронний ресурс]. Режим доступу: <https://pobuduvati.ru/zamiskij-budinok/elektrika/cikavi->

[elektrotehnicni-novinki/8116-jak-vlashtovani-i-pracjujut-sonjachni-batarei.html](#)

9. Бир Г.Л., Пикус Г.Е., Симметрия и деформационные эффекты в полупроводниках. – М.: Наука, 1972.
10. Байэрс Т. 20 конструкций с солнечными элементами/пер. с англ. под ред. М.М. Колтуна. – М.: Мир, 1988. – 197с.
11. Середовище SemiLab [электронный ресурс]. Режим доступа: <https://semilab.com>
12. Розробка комплексу апаратних засобів для апаратно-студійного блоку телеканалу [електронний ресурс]. Режим доступу: https://knowledge.allbest.ru/radio/2c0a65625b3bd68a5d43b89421216d36_1.html